TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

4-5'86

Cena zł 150,-
ISSN 0040-1145

MTP'86

WYDAWNICTWO SIGMA

Silniki lotnicze

Wytwórnie PZL-Rzeszów, PZL-Kalisz i PZL-Dębica produkują silniki do wszystkich typów samolotów i śmigłowców budowanych w Polsce.

Produkcja 4-cylindrowych silników **PZL-Franklin F4A** o mocy 85 kW (116 KM) do samolotu PZL-110 Koliber i 6-cylindrowych **PZL-F6A** o mocy 164 kW (220 KM) do samolotu PZL-M20 Mewa została przejęta przez PZL-Dębica.

Silniki gwiazdowe **PZL-AI-14RA** o mocy 194 kW (260 KM) do samolotów Wilga i **PZL ASz-62IR** o mocy 736 kW (1000 KM) do samolotów An-2, M18 Dromader i PZL-106BS Kruk produkuje PZL-Kalisz.

Silnik gwiazdowy **PZL-3SR** o mocy 441 kW (600 KM) do samolotów PZL-106BR Kruk i PZL-M21 Dromader-Mini produkuje PZL-Rzeszów.

W PZL-Rzeszów produkowane są turbinowe silniki śmigłowcowe **PZL-GTD-350** o mocy 330 kW (450 KM) do śmigłowców Mi-2 oraz silniki **PZL-10W** o mocy 662 kW (900 KM) do śmigłowca PZL Sokół. Odmiana samolotowa tego silnika **PZL-10S** (TWD-10B) o mocy 728 kW (990 KM) jest produkowana do samolotu An-28. Do samolotu TS-11 Iskra jest produkowany silnik odrzutowy **PZL-SO-1W** o ciągu 1080 daN.

Usługi agrolotnicze

Wytwórnie polskiego przemysłu lotniczego mają dwa przedsiębiorstwa usług agrolotniczych — samolotowe ZUA (przy PZL-Warszawa-Okęcie) i śmigłowcowe ZEUS (przy PZL-Świdnik). Samoloty i śmigłowce tych przedsiębiorstw wykonują usługi agrolotnicze w Polsce oraz w Afryce Północnej (głównie w Egipcie i Sudanie) i na Bliskim Wschodzie.

Rys. 11. Szybowiec klasy klubowej SZD-51 Junior/The SZD-51 Junior club class saiplane

The PZL-Rzeszów Works are also the manufacturer of helicopter turbine 330 kW (450 hp) engines **PZL-GTD-350** for the Mi-2 helicopters and 662 kW (900 hp) **PZL-10W** engines for the PZL Sokół helicopters. An aeroplane version of the latter engine, **PZL-10S** (TWD-10B), of 728 kW (900 hp) power rating is manufactured for the An-28 aircraft. A turbo-jet engine **PZL-SO-1W** of 1080 daN thrust is made for the TS-11 Iskra aeroplane.

Agricultural air services

The Polish aircraft industry manufacturing plants operate two agricultural air service enterprises, i.e. aeroplane (ZUA) and helicopter (ZEUS) ones (at PZL-Warszawa-Okęcie and PZL-Świdnik, respectively).

Aeroplanes and helicopters of these firms render agricultural air services in Poland, in North Africa (mainly in Egypt and Sudan), and in Middle East countries.

EO/1440/K/85

PROTOTYPY

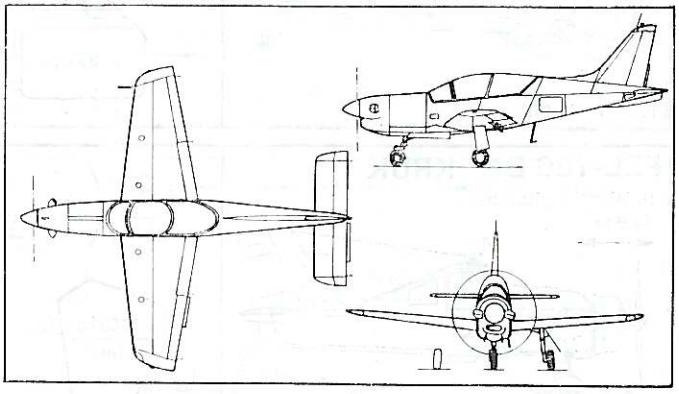
PZL-130T Orlik Turbo • Polska •

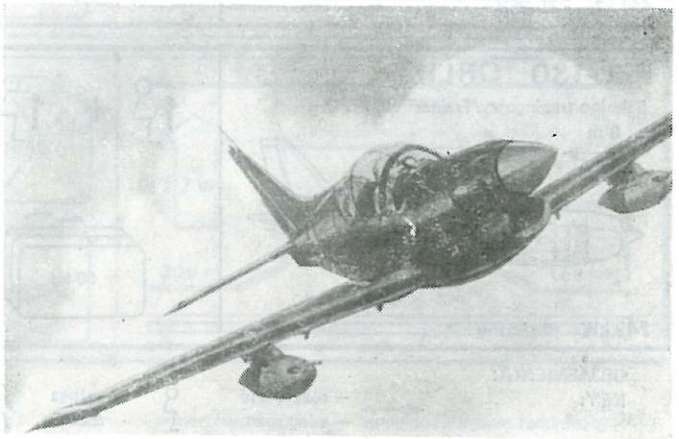
Samolot szkolno-treningowy nowej generacji

Światowe tendencje rozwojowe samolotów szkolno-treningowych nowej generacji zmierzają do rozszerzenia zakresu ich eksploatacji i poprawy osiągów przez podwyższenie mocy zespołu napędowego. Dostępne w praktyce silniki turbośmigłowe o odpowiednim zakresie mocy (330÷÷370 kW) — to tylko kanadyjskie Pratt and Whitney z rodziny PT6 oraz amerykański Allison 250. Dalsze silniki o tym zakresie mocy są dopiero w opracowaniu bądź w probach: francuski Turbomèca T-331 (Epsilon-Turbo) i amerykański Lycoming LTS-101. Dla polskiego samolotu PZL-130 Orlik wybrano tę drogę rozwoju. Realizowana jest obecnie jego wersja turbinowa PZL-130T Orlik Turbo z silnikiem Pratt and Whitney PT6A-25 o mocy 410 kW oraz z awioniką produkcji amerykańskiej. PZL-130T będzie miał 4 zaczepy podwieszeniowe pod skrzydłami. Oblot przewidywany jest w drugiej połowie 1986 r.

Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość	8,00 m
Długość	8,68 m
Wysokość	3,53 m
Powierzchnia skrzydła	12,28 m²
Wydłużenie	5,21
Masa własna	1100 kg
Masa startowa	
kategoria A (akrobacyjna)	1450 kg
kategoria U (użytkowa)	1600 kg
kategoria U przeciążona	1977 kg
Masa na podwieszeniach	640 kg
Obciążenie powierzchni (kat. U)	130,3 kg/m²
Obciążenie mocy (kat. U)	3,90 kg/kW
Prędkość maks.	499 km/h
Prędkość min. z klapami	116 km/h
Wznoszenie maks.	15,9 m/s
Pułap praktyczny	10 000 m





Zasięg	1287 km
Start na 15 m	410 m
Lądowanie z 15 m	570 m

EO/1440/K/85 *T.M.*

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL Warszawa – Okęcie

Adres/Address: Al. Krakowska 110/114 02-256 Warszawa-Okęcie, Poland,
tel. 46-00-31, 46-11-73 telex: 814649

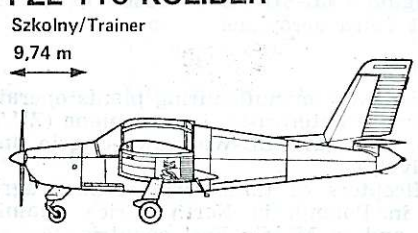
Założone w
Founded in 1928

Naczelny Dyrektor/General Manager: inż. Jerzy Milczarek

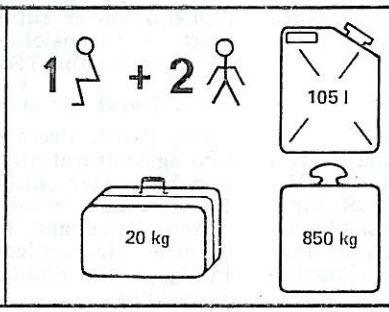
Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r.
Total of aircraft built since 1945: 2800

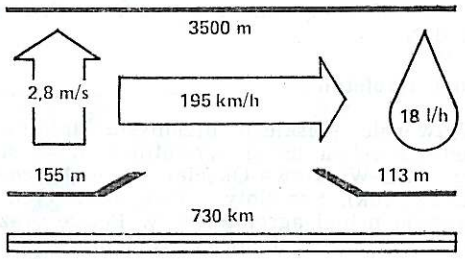
PZL-110 KOLIBER

Szkolny/Trainer



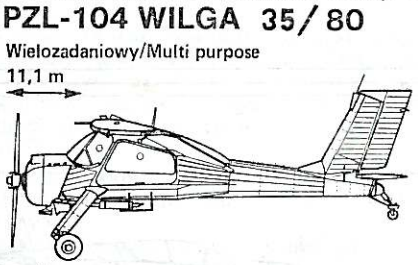
85 kW PZL-F4A 235



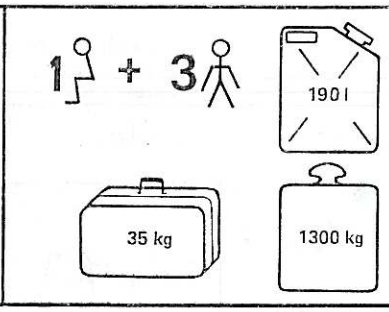


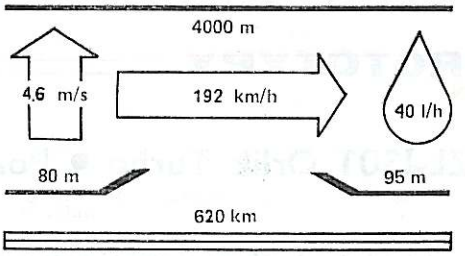
PZL-104 WILGA 35/80

Wielozadaniowy/Multi purpose



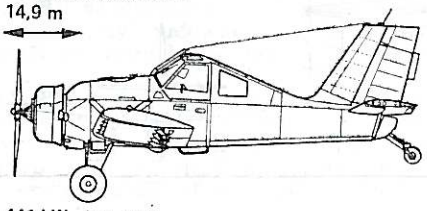
194 kW AI-14R



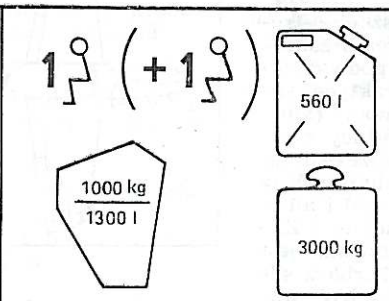


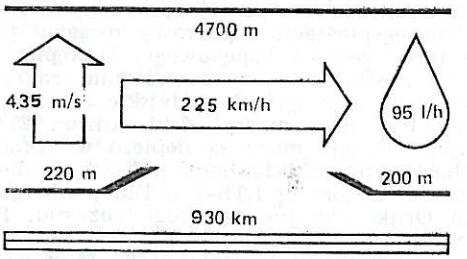
PZL-106 BR KRUK

Rolniczy/ Agricultural



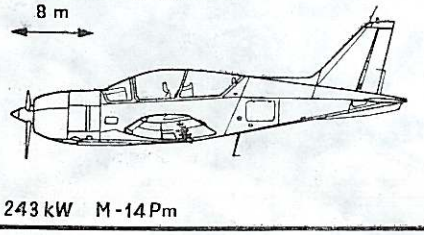
441 kW PZL-3SR



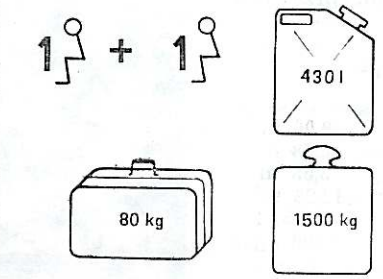


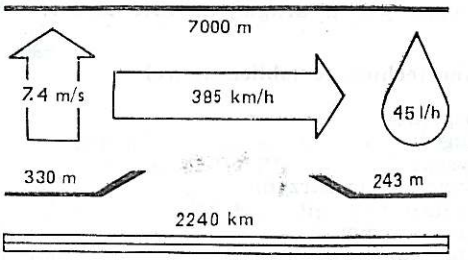
PZL-130 ORLIK

Szkolno-treningowy/Trainer



243 kW M-14Pm





OBJAŚNIENIA:
KEY:

- rozpiętość – wing span
- załoga – crew
- pasażerowie – passengers
- ( ) zamienne z innym ładunkiem – in exchange to other payload
- bagaż – luggage
- zbiornik chemikaliów – ag hopper
- paliwo – fuel
- masa całkowita – total mass
- rozbieg – T-O run
- wznoszenie – climb
- pułap – ceiling
- prędkość maks. – max speed
- zużycie paliwa – fuel consumption
- dobieg – landing run
- zasięg – range

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL–Mielec

MIELEC

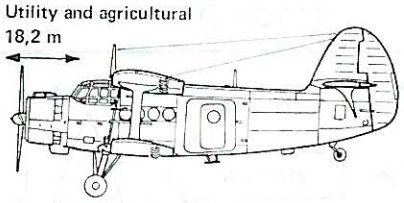
Adres/Address: ul. Ludowego Wojska Polskiego 3,
39-300 Mielec, Poland tel. 7000 , telex: 83293
Naczelny Dyrektor/General Manager: mgr Tadeusz Ryczaj

Założone w / Founded in 1938

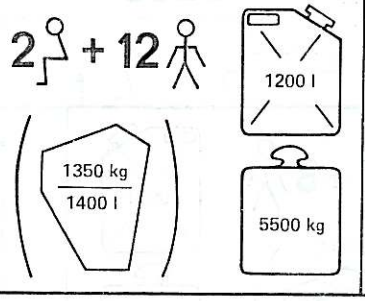
Liczba samolotów zbudowanych od 1945 r. / Total of aircraft built **12500**

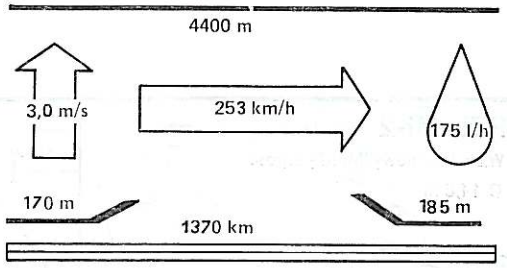
PZL AN-2

Wielozadaniowy i rolniczy
Utility and agricultural



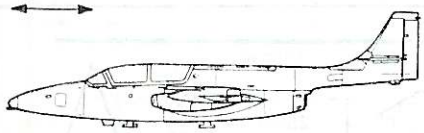
1 x 736 kW, ASz 62IR



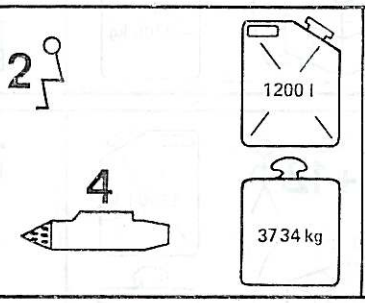


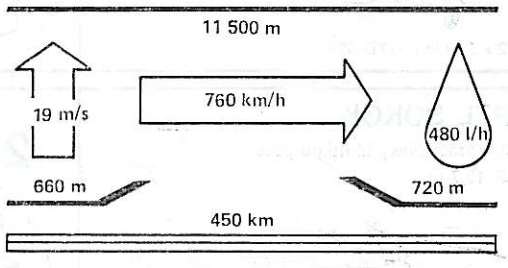
TS-11 ISKRA bis DF

Szkolno-treningowy/Trainer



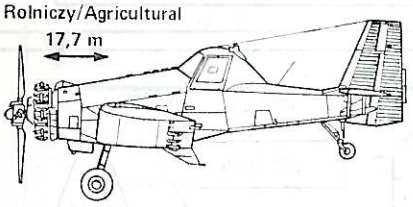
1 x 1078 daN, SO-3W



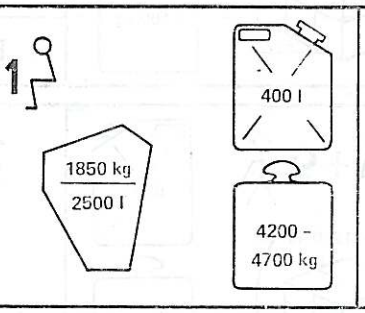


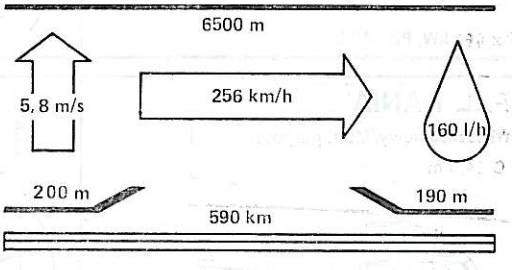
PZL M-18 DROMADER

Rolniczy/Agricultural



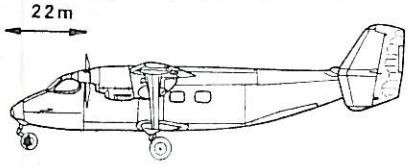
1 x 736 kW, ASz-62IR



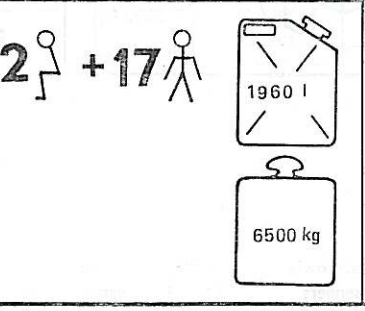


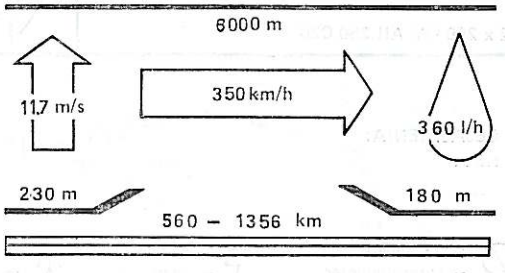
PZL AN-28

Pasażerski / Transport



2 x 716 kW, PZL-10 S (TWD-10B)





– rozpiętość / – wing span
– załoga / – crew
– pasażerowie / – passengers
– zbiornik chemikaliów / – ag hopper
( ) – zamienne z innym ładunkiem / – in exchange to other payload
– uzbrojenie podwieszane / – armament pods
– paliwo / – fuel
– masa całkowita / – total mass
– rozbieg / – T-O run
– wznoszenie / – climb
– pułap / – ceiling
– prędkość maks. / – max speed
– zużycie paliwa / – fuel consumption
– dobieg / – landing run
– zasięg / – range

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego im. Zygmunta Puławskiego
Transport Equipment Manufacturing Centre

PZL–Świdnik

Adres/Address: 21-040 Świdnik, Poland
tel. 120-61, 120-71, telex: 84212, 84302

Naczelny Dyrektor/General Manager: mgr. inż. Andrzej Zeh

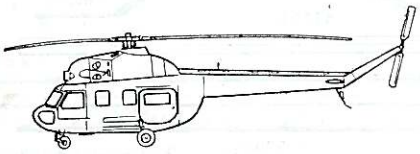
Założone w / Founded in **1951**

Liczba śmigłowców zbudowanych od 1951 r. / Total of helicopters built since 1951: **6250**

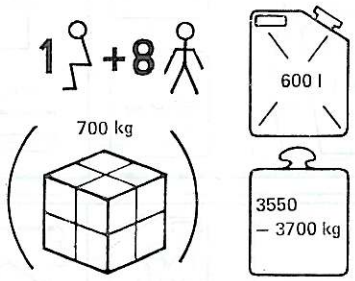
PZL Mi-2

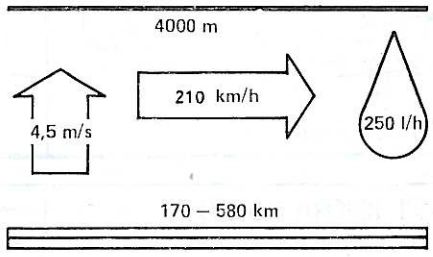
Wielozadaniowy/Multi purpose

Ø 14,5 m



2 x 298 kW, GTD-350

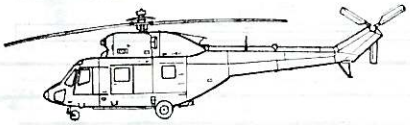




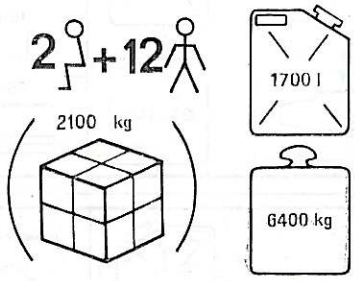
PZL SOKÓŁ

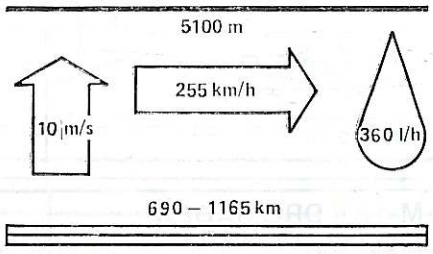
Wielozadaniowy/Multi purpose

Ø 15,7 m



2 x 662 kW, PZL-10W

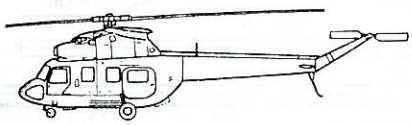




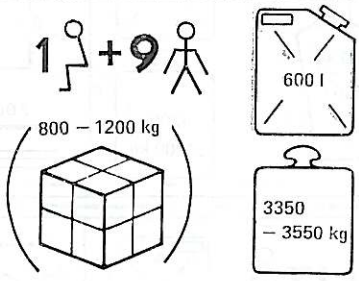
PZL KANIA

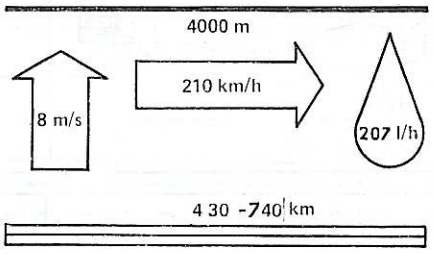
Wielozadaniowy/Multi purpose

Ø 14,5 m



2 x 298 kW, AII.250 C20





OBJAŚNIENIA:
KEY:

Ø – średnica wirnika – rotor diameter
– załoga – crew
– pasażerowie – passengers
– towar – cargo
( ) – zamienne z innym ładunkiem – in exchange to other payload
– Paliwo – fuel
– masa całkowita – total mass
– wznoszenie – climb
– pułap – ceiling
– prędkość maks. – max speed
– zużycie paliwa – fuel consumption
– zasięg – range

Przedsiębiorstwo Doświadczalno-Produkcyjne Szybownictwa
Experimental and Production Concern for Gliders

PZL–Bielsko

Adres/Address: ul. Cieszyńska 325, 43-300 Bielsko-Biała, Poland
tel. 250-21, telex: 035259

Naczelny Dyrektor/General Manager: inż. Jerzy Cieśla

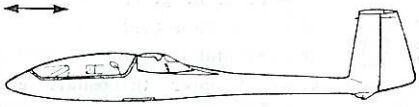
Liczba szybowców zbudowanych od 1946 r.
Total of gliders built since 1946: **4800**

Założone w
Founded in **1946**

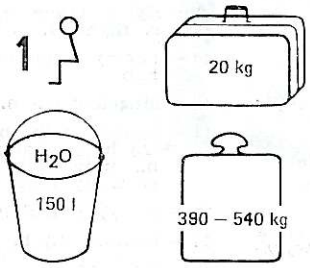
SZD-48-3 JANTAR STANDARD 3

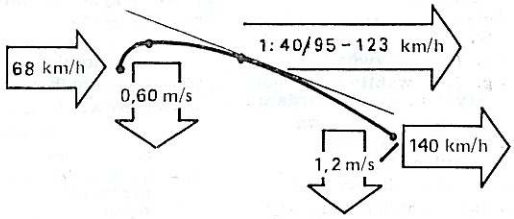
Klasy standard/Standard Class

15 m



laminat/GRP

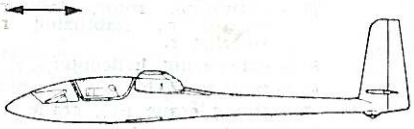




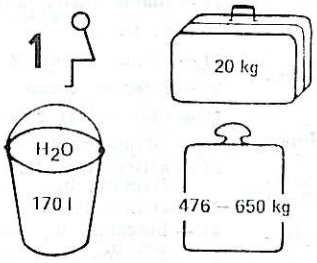
SZD-42-2 JANTAR 2B

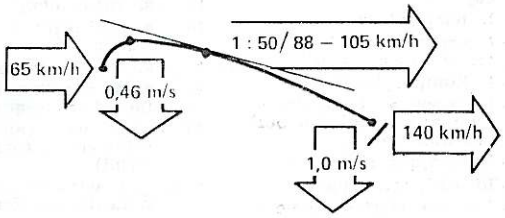
Klasy otwartej/Open Class

20,5 m



laminat/GRP

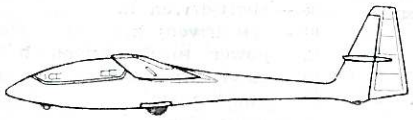




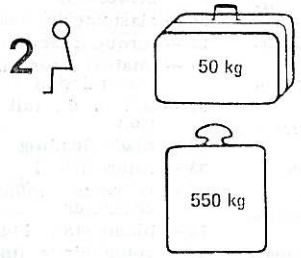
SZD-50-3 PUCHACZ

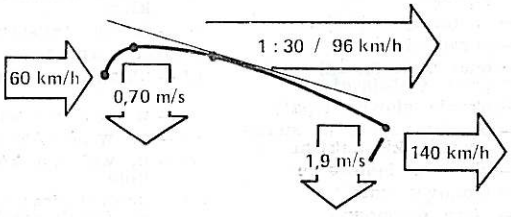
Dwumiejscowy/Two-seater

16,7 m



laminat/GRP

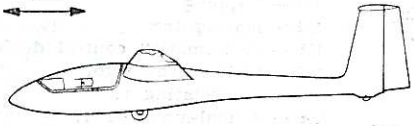




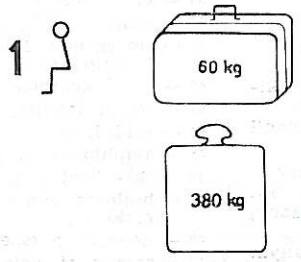
SZD-51-1 JUNIOR

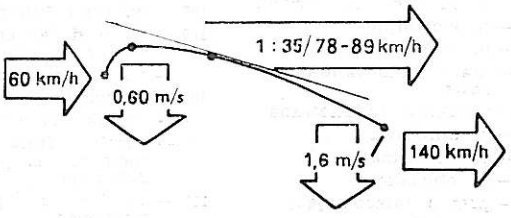
Klasy Klub / Club Class

15 m



laminat/GRP





OBJAŚNIENIA:
KEY:

- ⟷ – rozpiętość / wing span
- załoga / crew
- balast wodny / water ballast
- bagaż / luggage
- masa całkowita / total mass
- prędkość minimalna / min. speed
- opadanie min. / min. sink
- doskonałość przy prędkości / gliding ratio at speed
- opadanie przy prędkości / sink at speed

EO/1440/K/85

PZL-130 Orlik (Eaglet)

KARTOTEKA TLiA

Type: Military basic trainer

DESIGN: Single-engine, two seat all-metal low-wing monoplane with retractable landing gear.

Wings: Tapered, NACA 64_2215 (modified) wing section, dihedral 5°, incidence 0° at root and —3° at tip. One-piece all-metal multispar box structure. Four integral fuel tanks in torque box. Torque box skin panels stiffened by omega-formers, riveted. Trailing-edge part skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded. Removable wing nose. All-metal Friese aerodynamically and mass-balanced ailerons, trim tab on port aileron. Ailerons deflection 20° up and 12° down. Single-slotted all-metal flaps. Max flaps deflection 40°. Constant chord flaps and ailerons. Fibreglass-epoxy wingtips, landing lights in port wingtip.

Fuselage: Rectangular-eliptic section, all-metal semi-monocoque structure. Skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted to frames. Nose gear space and systems bays in fuselage forward part. In central fuselage part, up of wing fuel collector tank, underfuselage flap section and main wheels spaces. Cone-form rear fuselage part. On port side of fuselage, aft of cabin electric and navigation equipment bay. Rear fuselage cone integral with inferior fin, manufactured in ABS.

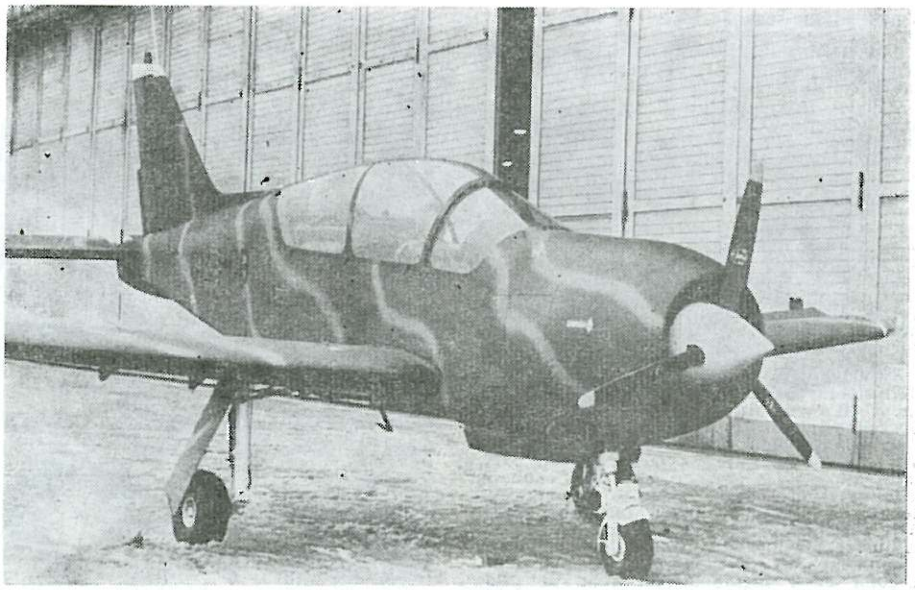
Accommodation: Crew seats in tandem, cabin interior designed in combat aircraft style. Modular instruments and equipment panels. Electrically adjustable seats accommodate for back and seat parachutes, aerobatic harnesses fixed to seats. Cabin interior heated and ventilated. Removable windshield. Canopy with emergency jettison, opened on right side. Glassfibre-epoxy windshield and canopy frames. Luggage compartment aft of rear seat.

Tail unit: Classic type. Rectangular form tailplane with NACA 0010-64 (modified) airfoil section. Trapezoidal form vertical tail unit with NACA 0010-64 (modified) airfoil section and sweepback. One-piece two-spar horizontal stabilizer, skin panels stiffened by L-formers, electrically spot welded, riveted ribs. Two-sections one-spar elevator. Trim tab on port elevator section. Elevator deflection 30° up and down. One-spar vertical stabilizer integral with rear fuselage part. One-spar rudder with trim tab. Rudder deflection 30° either way. Aerodynamically and mass-balanced elevator and rudder, rudder horn balanced. Tail unit tips manufactured in ABS.

Flying controls: Full dual controls (sticks and adjustable pedals). Aileron controls — torque tube on fuselage right side and rods. Elevator controls — rods and cables, first rod in aileron torque tube. Rudder controls — cables. Electrically actuated flaps and trim tabs. Power plant — flexible controls; forward and rear control sectors connected by rods.

Landing gear: Tricycle nosewheel type, pneumatically retractable. Telescope-type nose gear, nosewheel on semi-fork with shimmy-damper and centring device. Mainwheels on rockers. Hydraulic disc brakes pneumatically operated. Oleo-pneumatic shock absorbers. Tubeless low pressure tyres. Tyres size: nosewheel — 400×140, mainwheels — 500×200. All gears emergency pneumatically extended.

Power plant: 9-cylinder, radial type air-cooled Vedeneyev M-14Pm engine of 243 kW (330 hp). All-metal three-blade constant-speed PZL US-142 propeller, pitch steering by R-2 regulator with engine oil use. Pneumatic starter. Engine mount welded of steel tubes. Engine cowlings electrically spot welded of light alloy.



Fot. L. Zielaskowski

Systems: Fuel system — four integral tanks in wing torque box and collector tank, total capacity 430 litres (inner fuel tanks 2×110 litres, outer fuel tanks 2×100 litres), electrical auxiliary pump; system accommodate for aerobatics (inverted flight time to 60 s). Pneumatic system — pressure 4.9 MPa, two independent systems: main for engine starting, landing gear and wheel brake steering; emergency system for same fuctions except landing gear retraction; external source connector. Oil system — oil tank capacity 26 litres, cooler with thermostatic valve; system accommodate for aerobatics. Electrical system — 24 V, 3000 W generator, 24 V/18 Ah battery, voltage regulator with overvoltage relay, external DC-power connector. Cabin heating system — electric heater with blower. No hydraulic system.

Equipments: On each panel: magnetic compass, airspeed indicator, altimeter, rate of climb indicator, gyromagnetic compass, turn and bank indicator, clock, manifold pressure gauge, r.p.m. indicator, 2 fuel quantity gauges, engine indicator (fuel pressure, oil pressure, oil temperature), cylinder head temperature indicator, carburettor air temperature indicator, stall warning indicator, attitude gyro, accelerometer, flaps position steering panel, gear position indicator, voltampermeter, pneumatic main and emergency system manometer, wheel brake manometer, failure sygnalization system. 720-channel UHF com and ADF standard, intercom, first aid kit and fire extinguisher. Provision for radioaltimeter.

Armament: Provision for gunsight, gun camera and armament control system. Two underwing pylons for bombs, rocket pods or special pods.

Design development: The PZL-130 Orlik tender design was ready in 1980 (designed by A. Frydrychewicz M. Sc. Eng.). Chief of the PZL-130 programme is T. Wolf M. Sc. Eng. Work for preliminary design was started in autumn 1981, however work for detail design after a year. First prototype (SP-PCA) was roll-out 3 September 1984 and first flown did 12 October 1984 (test pilot W. Łukomski M. Sc. Eng.). The PZL-130 Orlik is destined for primary and basic training and it is made for economy training of jet aircraft pilots as a result of aerodynamic characteristics. The designers has foreseen the plane for preselection instruction, basic handling, aerobatics, instument flying, navigation, formation flying, aerial combat training, air gunnery and ground attack, reconnaissance and target acquisition, target towing. Modular design of cockpit equipment makes possible to exchange his for other equipment like combat aircraft or makes possible so mount equipment imitators in „flying operational simulator" system. PZL-130 Orlik construction meet the FAR-23 requirements. The plane is element of new training system (this system is working out now). The new training system consist of flight simulator, PZL-130 Orlik aircraft and electronic diagnostic system for estimating tecnnical status of aicraft. New versions of aircraft — flying operational simulator and turboprop version are to be designed in foreseeable future. Other version with extended wingtips (wingspan 9.00 m) is provided. The basic aerodynamic characteristics confirmed themselves during first flying tests. The results of tests are satisfactory. Now, one of prototypes is reconstructed for new version — PZL-130T Orlik Turbo with Canadian Pratt and Whitney PT6A-25 engines 410 kW (550 hp). First flight provides for second half 1986.

TECHNICAL DATA (performance for 1300 kg, estimated)

Wing span	8,00 m
Length overall	8,45 m
Height	4,00 m
Wing chord at root	2,00 m
Mean aerodynamic chord	1,62 m
Tailplane span	3,50 m
Tailpane chord	0,825 m
Wheelbase	2,22 m
Wheeltrack	3,10 m
Propeller diameter	1,95 m
Propeller clearance	0,30 m
Cabin length	2,95 m
Max fuselage width	0,90 m
Wing area	12,30 m²
Flaps area (total)	1,37 m²
Ailerons area (total)	1,38 m²
Tailplane area	2,75 m²
Elevator area (aft of axe)	0,94 m²
Vertical tail area	2,11 m²
Rudder area (aft of axe)	0,65 m²
Luggage bay capacity	0,17 m³

Wing aspect ratio	5,20
Tailplane aspect ratio	4,45
Empty mas, std. equipment	1110 kg

	Aerobatic	Utility
T-O mass	1450	1600 kg
Fuel mass	310	310 kg
Wing loading	118,1	130,3 kg/m²
Power loading	5,48	6,04 kg/kW
Never-exceed speed	504	434 km/h
Cruising speed	322	315 km/h
Max speed	365	365 km/h
Stalling speed, flaps up	111	116 km/h
Rate of climb max.	8,0	6,6 m/s
Service ceiling	5200	4500 m
Max range	770	1415 km
Endurance, 30'reserve	3,5	6,9 h
TO-run (concrete)	340	394 m
T-O distance to 15 m	560	629 m
Landing distance up 15 m	609	645 m
Landing run	400	440 m
Ultimate load factor	+6÷—3	+4,4÷—1,72

EO/1440/K/85

T.M.

PZL-106BT-601 Turbo-Kruk

KARTOTEKA TLiA

Type: Single-seat agricultural aircraft

DESIGN: Single-engine turboprop-powered low-wing all-metal aircraft with fixed tailwheel type landing gear.

Wings: Rectangular shape, NACA 2415 airfoil section, dihedral 4°, sweepback 6°, incidence 6°06'. Two piece, all-metal semi-monocoque two-spar structure, partially electrically spot welded. Integral fuel tanks in torque box between spars. Streamlined duralumin V-type bracing struts. Fixed type slats all along the span. Landing/working lights in wing nose. Single slotted, aerodynamically and mass balanced ailerons. Single slotted flaps. Ailerons and flaps with light alloy structure, fabric covered. Flaps deflection: 15° for T-O, 40° for landing. Glassfibre-epoxy wingtips. Brackets for agro-equipments up the wing.

Fuselage: Rectangular cross-section. Welded steel tube frame structure. Front segment (it's contain hopper) is stiffened by braced wing struts (shut strenght circulation across wing). Removable fuselage coverpanels — glassfibre-epoxy in front part, light alloy skins in rear part. The cabin is a integral unit with structure accommodate to high loads in the crash (to 40 g). The cabin is sealed, heated and ventilated. Adjustable pilot seat with safety belts accommodate to 40 g. Doors of each side. Second crew member seat rear of pilot cabin. Up of crew cabin, in the interior of fuselage frame space for luggage and agro-equipment transport. Firewall of titanium alloy.

Tail unit: Classic type, tapered, vertical tail unit with sweepback. All-metal two-spar stabilizers. Horizontal stabilizers with bracing struts. Aerodynamically balanced rudder with Flettner tab. Trim tab on port elevator. Elevator and rudder with light alloy structure, fabric covered. Extended vertical tail unit.

Flying controls: Aileron and elevator control — by rods, rudder (with tailwheel) controlled by cables. Electrically actuated flaps. Trim tab actuated by cables. Flying controls system accommodate to connection with special instructor cabin (for each airplane).

Landing gear: Non-retractable, tailwheel type. Scissors, V-type main landing gears fixed to fuselage. Main wheels with hydraulic disc brakes pneumatically operated. Steerable tailwheel on the fork. Low-pressure tyres, tubeless tailwheel tyres. Tyres size: mainwheel — 800×260 mm, tailwheel — 350 × 135 mm. Oleo-pneumatic shock absorbers. Parking brake.

Power plant: Czechoslovak turboprop engine Walter M601D of 537 kW. Three-blade all-metal steerable pitch propeller Avia V-503D. Engine mount welded of steel tubes. All-metal engine covlings (similar with PZL-106AT version). Air inlet with Centrisep separator filter.

Systems: Fuel system — integral fuel tanks total capacity of 560 litres, gravity refuelling points of each wing and semi-pressurized refuelling point on starboard fuselage side, electrical refuelling pump. Electrical system — 24/28 V, starter-generator, 25 Ah battery. Pneumatic system — 4.9 MPa, for brakes and agro-equipment steering; compressed air bottles only. Heating system — electric heater with blower.

Equipments: Basic instruments, UHF-com, ADF optional, fire extinguisher, first aid kit.

Fot. L. Zielaskowski

Agro-equipment: Glassfibre-epoxy hopper of 1300 litres in front fuselage frame section. Pneumatically operated hopper intake for dry chemicals loading optional. Quick dumping emergency system. Pressure refuelling system for liquid chemicals optional. Windmill-driven centrifugal pump for liquid chemicals. Tunnel-type distributor for dry chemicals. Max flow rates: 25 kg/s for powder, 35 kg/s for granulates, 10 kg/s for grains, 10 l/s for water solutions; 4.5 l/s for oil solutions.

Fire fighting equipment: System for water bombing and device for loading, storage and metering of a wetting or foaming agent. Auxiliary tank of 74 litres for foaming agent and electrical pump up of crew cabin. The system is capable to discharge 1300 litres of extinguishing medium in time of 1.5 s.

Special equipment: Instructor cockpit, can be mounted in a hopper place on each PZL-106 plane. This cockpit is a modification of hopper and equipped with full controls and basic instruments. Instructor seat is fixed on starboard for good visibility. Small hopper of 400 litres for liquid chemicals only under the floor of instructor cockpit. This solution permited safety practical training in agricultural works.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL-106 Kruk (Raven) was designed in 1972 by a PZL-Warszawa-Okęcie A. Frydrychewicz team. The first prototype (SP-PAS) was built in 7 months and was first flown on 1973-04-17 (test pilot J. Jędrzejewski). Two first prototypes flown with Lycoming (294 kW) engines, third — with radial Pratt-Whitney R-1340 (442 kW) and with bigger main wheels. This prototype after a few days begin flights with Polish Lit-3S engine (423 kW). Besides, seven airplanes was built as information series for service tes/ /ts. One of then was modified (longer fuselage, classic-type tail unit) and was first flown on 1975-06-24. Two last planes of information series was realized as PZL-106A version (new fuselage with all-metal covers on rear part, classic-type tail unit, new shape of cabin unit). First PZL-106A, SP-WUK, was flown for the first time on 1976-09-02, and second, SP-WUL, on 1977-05-20. New instructor cabin was tested on SP-WUL airplane in 1977. First PZL-106AR, SP-PBP, airplane with PZL-3SR engine was first flown on 1978-11-15. Next versions of PZL-106 Kruk in chronology order are as following:

— PZL-106B — first flown on 1981-05-15 (SP-PHW), PZL-3S engine, new wing with NACA 2415 section, shorter bracing struts and slotted flaps,

— PZL-106AT — first flown on 1981-06-22 (SP-PTK ex SP-WUK), Pratt-Whitney PT6A-34AG, reconstructed after tests (return to PZL-106A),

— PZL-106AS — first flown on 1981-08-19 (SP-PBD), ASz-62IR engine, PZL-106A structure, mainly used in Africa,

— PZL-106BS — first flown on 1982-03-08 (SP-PBH), ASz-62IR engine, PZL-106B structure,

— PZL-106BR — first flown on 1983-07-08 (SP-PHW), PZL-3SR engine,

— PZL-106BT-601 — first flown on 1985-09-18 (SP-PAA), Walter M601D engine, stretched vertical tail unit.

The PZL-106A, AS, AR, B, BS versions production was serialized. This versions are used in Poland, Egypt, Sudan, Ehiopia and Iran and was exported to East Germany, Hungary, Czechoslovakia and Egypt.

TECHNICAL DATA (performances — estimated)

Wing span	15.0 m	Max T-O mass	3300 kg
Length overall	10.24 m	Max chemical load mass	1300 kg
Height	3.82 m	Max wing loading	104.13 kg/m²
Wheel track (static)	3.10 m	Max power loading	6.15 kg/kW
Wheelbase	7.41 m	Never exceed speed	270 km/n
Wing chord (constant)	2.16 m	Max level speed at S/L	250 km/h
Tailplane span	5.77 m	Operating speed	170÷180 km/h
Propeller diameter	2.50 m	Stalling speed (flaps 40°)	90 km/h
Wing area	31.69 m²	Max rate of climb at S/L	8.1 m/s
Tailplane area	7.56 m²	T-O run	180 m
Vertical tail area	3.44 m²	Landing run	120 m
Wing aspect ratio	7.1	Range with standard fuel	750 km
Empty mass	1680 kg	Ferry range (with fuel in hopper)	2200 km

EO/1440/K/85

T.M.

PZL-106BT-601 Turbo-Kruk

KARTOTEKA TLiA

Samolot rolniczy

Fot. L. Zielaskowski

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, turbośmigłowy, 1÷2-miejscowy metalowy zastrzałowy dolnopłat ze stałym podwoziem z kółkiem tylnym.

Płat. Obrys prostokątny, profil NACA 2415, wznios 4°, skos 6°, kąt zaklinowania 6°06'. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, całkowicie metalowa. W kesonie międzydźwigarowym integralne zbiorniki paliwowe. Skrzydła połączone z kadłubem przegubowymi okuciami na końcach dźwigarów i zastrzałami w kształcie litery V, mocowanymi do przedniego dźwigara. Na całej rozpiętości stałe segmentowe sloty. W nosku skrzydła reflektory. Wyważone masowo i aerodynamicznie lotki oraz klapy — szczelinowe. Konstrukcja lotek i klap — szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Wychlenia klap: 15° start, 40° lądowanie. Końcowki skrzydeł z kompozytu szklano-epoksydowego.

Kadłub. Przekrój prostokątny. Konstrukcja kratownicowa, spawana z rur stalowych, przednia grodź kratownicy mieszcząca zbiornik chemikaliów usztywniona zastrzałami skrzydła — zamknięcie obiegu sił przez skrzydło. Pokrycia kadłuba odejmowalne, montowane zamkami szybkorozłącznymi; w przedniej części przekładkowe z kompozytu szklano-epoksydowego, na tylnej części i spodzie kadłuba pokrywy z blach duralowych. Kabina załogi tworzy osobny zespół mocowany do kratownicy. Jej struktura przystosowana jest do przyjęcia dużych obciążeń w przypadku awaryjnego lądowania lub kraksy (do 40 g). Kabina uszczelniona, ogrzewana i przewietrzana, w jej wnętrzu utrzymywane stałe niewielkie ciśnienie. Fotel pilota regulowany z pasami bezpieczeństwa przenoszącymi obciążenia do 40 g. Drzwi z obu stron. Za kabiną pilota miejsce dla mechanika. Pod kabiną załogi, wewnątrz kratownicy zespoły instalacji pokładowych oraz miejsce na bagaż — możliwy przewóz kompletu wyposażenia opryskującego (rur). Ściana ogniowa z blachy tytanowej.

Usterzenie. Klasyczne, obrysy usterzeń trapezowe, usterzenie pionowe lekko skośne. Stateczniki konstrukcji metalowej, dwudźwigarowe, podparte zastrzałami z niewielkim wzniosem. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Konstrukcja sterów — szkielet metalowy, pokrycie z tkaniny. Na prawym segmencie steru wysokości klapka wyważająca, na sterze kierunku — klapka odciążająca (fletner). Usterzenie pionowe powiększone przez dodanie końcówki przedłużającej statecznik pionowy.

Sterowanie. Układy sterowania lotek i steru wysokości — popychaczowe, ster kierunku (wraz z kółkiem tylnym podwozia) wychylany linkowo. Klapy wychylane elektrycznie, klapka wyważająca steru wysokości — linkowo. Układy sterowania wszystkich egz. samolotu przystosowane do połączenia ze sterownicami kabiny instruktora.

Podwozie. Stałe z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego piramidkowe, zawieszone nożycowo na kadłubie. Koła zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe sterowane pneumatycznie. Podwozie tylne sterowane, z kółkiem na widelcu. Ogumienie niskociśnieniowe, opona tylna bezdętkowa. Wymiary ogumienia: główne 800×260, tylne 350×135. Amortyzacja olejowo-gazowa, hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Silnik turbośmigłowy Walter M601D o mocy 537 kW. Śmigło trójłopatowe, metalowe o zmiennym skoku Avia V-503D. Silnik zawieszony na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony silnika metalowe. Wlot powietrza zaopatrzony w filtr-separator Centrisep.

Instalacje: Paliwowa — pojemność zbiorników skrzydłowych 560 l, możliwość przewozu paliwa w zbiorniku chemikaliów, napełnianie grawitacyjne lub ciśnieniowe własną pokładową pompą elektryczną. Elektryczna — 24/28 V, prądorozrusznik, akumulator 25 Ah, złączenie zasilania lotniskowego. Pneumatyczna — ciśnienie 4,9 MPa, do sterowania hamulcami i wyposażeniem rolniczym, na prototypie ograniczona do butli ze sprężonym powietrzem. Ogrzewcza — nagrzewnica elektryczna z dmuchawą i wlotem zaopatrzonym w filtr powietrza.

Wyposażenie. Zestaw przyrządów wymaganych przez przepisy: radiostacja UHF, radiokompas (na życzenie), gaśnica, apteczka.

Wyposażenie rolnicze. Wyjmowany, zawieszony za pośrednictwem wag hydraulicznych zbiornik chemikaliów o poj. 1300 l z kompozytu szklano-epoksydowego. Pokrywa może być wyposażona w urządzenie do pneumatycznego zdalnego otwierania. Dennica zbiornika z urządzeniem do awaryjnego zrzutu chemikaliów. Możliwość ciśnieniowego napełniania chemikaliami ciekłymi. Pompa odśrodkowa chemikaliów ciekłych napędzana wiatrakiem. Rozrzutnik tunelowy do chemikaliów sypkich. Zestaw do chemikaliów ciekłych obejmuje rury z opryskiwaczami lub atomizerami. Maksymalne wydatki z instalacji: 25 kg/s dla proszków, 35 kg/s dla granulatów, 10 kg/s dla ziarn, 18 l/s dla roztworów wodnych i 4,5 l/s dla roztworów olejowych.

Wyposażenie przeciwpożarowe. Urządzenie do zrzutu „bomby" wodnej na dennicy zbiornika chemikaliów, dodatkowy zbiornik o poj. 74 l dla środka spieniającego lub zwilżającego wraz z elektropompą na palecie pod kabiną pilota. Urządzenie umożliwia zrzut 1300 l wody ze środkiem gaśniczym w ciągu 1,5 s.

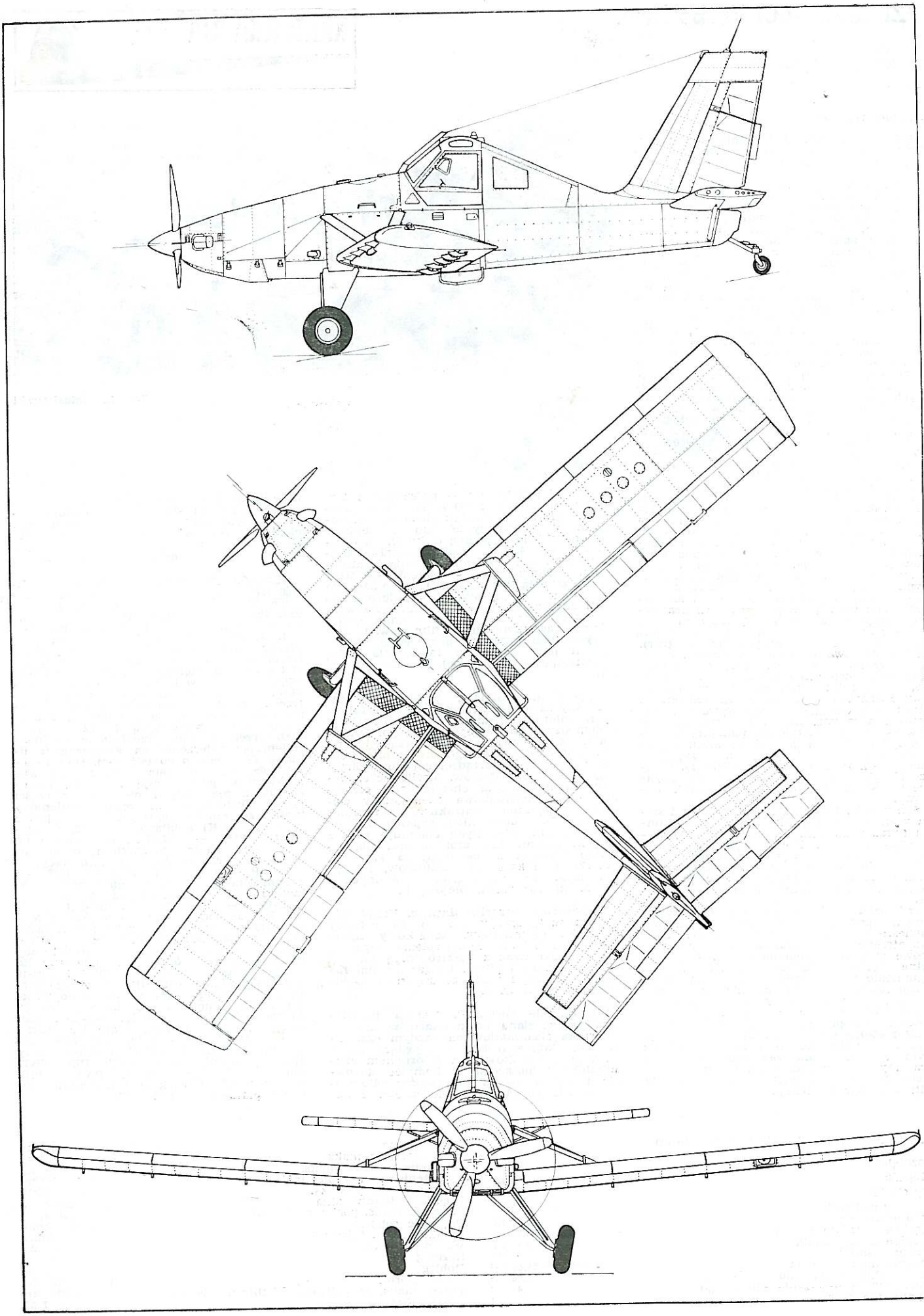
Wyposażenie specjalne. Kabina instruktora przewidziana do montażu w miejsce zbiornika chemikaliów na każdym egz. samolotu. Kabina instruktora, będąca odpowiednio zmodyfikowanym zbiornikiem chemikaliów wyposażona w komplet sterownic i podstawowych przyrządów pilotażowych. Dla poprawienia widoczności z kabiny zasadniczej fotel instruktora umieszczony z prawej strony. Pod podłogą kabiny instruktora — zbiornik na chemikalia ciekłe o poj. 400 l. Rozwiązanie to umożliwia bezpieczne szkolenie w praktycznym wykonywaniu zabiegów agrolotniczych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot PZL-106 Kruk zaprojektowano w 1972 r. w zespole kierowanym przez A. Frydrychewicza. Pierwszy prototyp (SP-PAS) zbudowano w ciągu 7 mies. i oblatano 1973-04-17 (pil. J. Jędrzejewski). Pierwsze dwa prototypy miały silniki Lycoming (294 kW), trzeci — gwiazdowy Pratt-Whitney R-1340 (442 kW) oraz większe koła podwozia głównego, został on w kilka dni po oblocie wyposażony w silnik Lit-3S (423 kW). Oprócz trzech prototypów do prób w locie i jednego do prób wytrzymałościowych zbudowano serię informacyjną 7 egz. Jeden z nich przebudowano, przedłużając kadłub i zmieniając usterzenie na klasyczne (z układu T), oblatano go 1975-06-24. Dwa ostatnie egz. serii informacyjnej zrealizowano praktycznie jako wersję PZL-106A (nowy kadłub z metalowymi osłonami w części tylnej, usterzenie klasyczne, zmieniony kształt zespołu kabinowego). Wcześniejszy z nich (SP-WUK) oblatano 1976-09-02, następny (SP-WUL) — 1977-05-20, prowadzono na nim próby kabiny instruktora, opracowanej w 1976 r. Samolot serii informacyjnej (SP-PBP, usterzenie T) oblatano 1978-11-15 z silnikiem PZL-3SR. Następne wersje samolotu PZL-106 Kruk to (wg dat oblotów): PZL-106B — oblot 1981-05-15 (SP-PHW), silnik PZL-3S, nowe skrzydło o profilu NACA 2415 z krótszym zastrzałem; PZL-106AT — oblot 1981-06-22 (SP-PTK ex SP-WUK), silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney PT6A-34AG, po próbach przebudowany na wersję 106A; PZL-106AS — oblot 1981-08-19 (SP-PBD), silnik ASz-62IR, płatowiec wersji 106A, na wersję tę przebudowano większą część samolotów eksploatowanych w Afryce; PZL-106BS — oblot 1982-03-08 (SP-PBH), silnik ASz-62IR, płatowiec wersji 106B; PZL-106BR — oblot 1983-07-08 (SP-PHW), silnik PZL-3SR (przebudowany pierwszy prototyp wersji 106B); PZL-106BT-601 — oblot 1985-09-18 (SP-PAA), silnik Walter M601D, powiększone usterzenie pionowe, płatowiec wersji 106B.

DANE TECHNICZNE (osiągi obliczeniowe)

Rozpiętość	15,0 m	Masa własna	1680 kg
Długość	10,24 m	Masa startowa maks.	3300 kg
Wysokość	3,82 m	Masa chemikaliów maks.	1300 kg
Rozstaw podwozia	3,10 m	Obciążenie pow. nośnej maks.	104,13 kg/m²
Baza podwozia	7,41 m	Obciążenie mocy maks.	6,15 kg/kW
Cięciwa skrzydła (stała)	2,16 m	Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Rozpiętość usterzenia	5,77 m	Prędkość maks. pozioma (H = O)	250 km/h
Średnica śmigła	2,50 m	Prędkość robocza	170÷180 km/h
Powierzchnia skrzydła	31,69 m²	Prędkość min. (klapy 40°)	90 km/h
Powierzchnia usterzenia poziomego	7,56 m²	Wznoszenie maks. (H = 0)	8,1 m/s
Powierzchnia usterzenia pionowego	3,44 m²	Rozbieg	180 m
Wydłużenie skrzydła	7,1	Dobieg	120 m
		Zasięg norm.	750 km
		Zasięg maks. (z paliwem w zbiorn. chem.)	2200 km

EO/1440/K/85 *T.M.*



An-28

KARTOTEKA TLiA

Type: Short-range transport aircraft

VERSIONS:

— Passenger transport for 15÷17 passengers (or up to 20 passengers in high-density configuration).

— Cargo transport (1750 kg cargo, cargo winch of capacity 500 kg).

— Executive version for six/seven passengers.

— Ambulance version for six stretchers and five seated patiens and a medical attendant.

— Crew training version.

Optional: Geophisical survey version, photogrammetry version and other.

DESIGN: Twin-turboprop all-metal braced high-wing monoplane with non-retractable tricycle-type landing gear.

Wings: High-wing monoplane with single bracing strut each side. Wing section R-II--14. Constant chord centre-section, tapered outer panels with 2° dihedral. Conventional two-spar all-metal structure. Full span automatic leading-edge slats. Single-slotted ailerons. Double-slotted flaps. Trim tab in port aileron. Spoiler forward to each aileron and flap. The spoilers are automatically actuated in case of failure of one of the engines, they reduce the aircraft yaw. Anti-icing of wing leading-edges by engine bleed air.

Fuselage: All-metal semi-monocoque structure. Underside of rear fuselage upswept and made up to calmshell door. Short stub-wing extends from each side of the lower fuselage, carrying the main landing gear units, and providing lower attachments for the wing bracing struts. Crew of one or two on flight deck, which has bulged side windows and windscreen electric anti-icing. Cabin of passenger version contains 17 seats in six rows at 72 cm pitch, or up to 20 seats in high-density configuration, with double units on starboard side of aisle. Seats fold back against walls when aircraft is operated as a freighter on in mixed passenger/cargo role. The seat attachments providing cargo tiedown points. Provision for forward and rear baggage compartments, toilet, and wardrobe space. Entire cabin heated, ventilated and soundproofed. Electrically actuated ramp-door under upswept rear fuselage provides passenger access, with steps, and can slide forward under cabin to facilitate direct loading of freight from trucks on to cabin floor. Manually operated overhead winch on rails, capacity 500 kg, for handling cargo. Emergency exit at rear on starboard side. Six/seven-passenger executive version has four folding tables, which

Fot. L. Zielaskowski

can be joined together in pairs to give working tops measuring 160×55 cm.

Tail unit: Cantilever all-metal structure. Twin fins and rudders mounted on inverted-aerofoil no-dihedral tailplane. Fixed leading-edge slat under full span of tailplane leading-edge. Trim tab in each rudder. Balance tab in port elevator. Anti--icing of leading-edges by engine bleed air.

Landing gear: Non-retractable tricycle type, with single wheel on each unit. Main units have wide tread balloon tyres, size 720×320 mm, pressure 3.5 MPa, and are mounted on stub-wings which curve forward and downward at front serve as mudgards. Steerable and self-centering nosewheel, with size 595×185 mm tyre. Multi-disc brakes on mainwheels. No nosewheel brake. Provision for siks.

Power plant: Two 714 kW (960 hp) PZL--10S (TWD-10B) turboprop engines, each driving an AW-24AN three-blade controllable- and reversible-pitch metal propeller of 2.80 m diameter. Electric anti-icing of propellers, spinners, engine air intakes and pilot head. Two 310 litre centre-wing and two 670 litre outer-wing integral fuel tanks; total fuel capacity 1960 litres. Oil capacity 16 litres per engine.

Systems: Hydraulic system 150 MPa for flaps and spoiler actuation, mainwheel brakes and nosewheel steering, with emergency backup system for spoiler extension and mainwheel braking. Primary electrical system is 200/115 V three-phase AC, with two 16 kW engine driven alternators — providing power for anti-icing system, fuel pump, radio and instrument lights. Transformer-rectifiers provide 36 V AC power for pressure gauges, navigation equipment, and 27 V DC (provided by inverter and two 25 Ah batteries) for control systems, signaling and external lighting, firefighting system, propeller pitch control, radio and engine starting system. Engine bleed air thermal anti-icing of wing, fin and tailplane leading-edges. Electrical anti--icing of windscreen, propellers, spinners and pilot heads. Landing light in nose. Engine extinguisher system.

Equipment: Balkan-5 VHF com radio, R-855 UM emergency locator transmitter, ARK-15 radiocompass, MRP-66 marker beacon receiver, SPU-6 intercom, RW-5 or A-037 radio altimeter, Griebien-1 navigation unit, BUR-1-2A flight recorder, AGK-77 artificial horizon, ARG-74-15 reserve artificial horizon, SAU-8 autopilot.

DESIGN DEVELOPMENT: The prototype of Oleg Antonov designed light general purpose aircraft, initially designated An--14M, flew for the first time in the USSR in September 1969. The production designation An-28 was allocated during 1973. In April 1975 the prototype flew for the first time with TWD-10 turboprops. The aircraft was displayed at the Paris Air Show in June 1979. In 1978 was announced that series production of An-28 was be entrusted to PZL-Mielec in Poland. In 1982 the An-28 has been given a provisional type certificate by the Soviet authorities. At PZL--Mielec is built an initial batch of aircraft during 1983÷1984. First Polish-built An-28 flew for the first time on 22 July 1984.

TECHNICAL DATA

Dimensions	
Wing span	22.07 m
Length overall	13.10 m
Height overall	4.90 m
Wing mean aerodynamic chord	1.886 m
Wing area	39.72 m²
Wing aspect ratio	12.3
Wheel track	3.40 m
Wheel base	4.44 m
Cabin length (excl. flight deck)	5.26 m
Max cabin width	1.74 m
Max cabin height	1.60 m
Weights and loadings	
Weight empty	3750 kg
Max payload	2000 kg
Max fuel load	1567 kg
Max T-O weight	6500 kg
Normal wing loading	153.5 kg/m²
Max power loading	4.64 kg/kW
g limit	3.8
Performance (at max T-O weight)	
Max cruising speed at 3000 m	350 km/h
Econ. cruising speed	335 km/h
T-O speed	135 km/h
Landing speed (flaps down)	125 km/h
Max rate of climb at S/L	11.7 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out	3.5 m/s
Service ceiling	6000 m
Required runway length (NLGS-2)	525 m
T-O run	260 m
Landing run	170 m
Max altitude of airfield	3000 m
Range with max payload, no reserves	560 km
Range with max fuel (with 1000 kg payload), 30 min reserves	1365 km
Fuel consumption	290 kg/h

A.G.

EO/1440/K/85

An-28

KARTOTEKA TLiA

Samolot lokalnego transportu

Samolot jest przeznaczony do przewozu 17 pasażerów oraz ładunków.

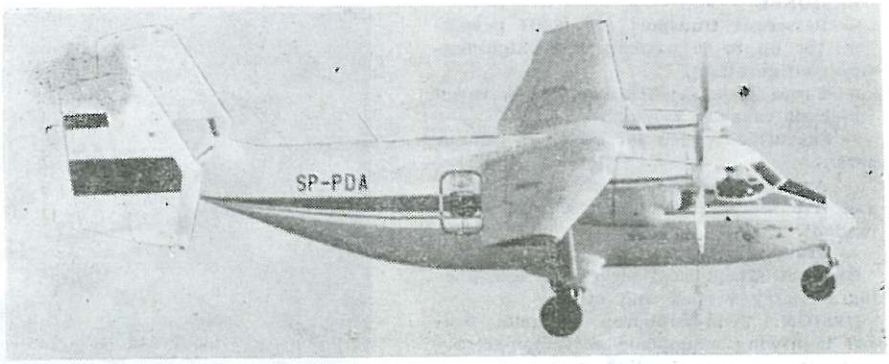
KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy turbośmigłowy metalowy górnopłat zastrzałowy ze stałym podwoziem z kołem przednim.

Płat. Prostokątno-trapezowy. Profil skrzydła R-II-14 o grubości 14%. Wznios części zewnętrznych skrzydła 2°. Konstrukcja dwudźwigarowa półskorupowa. Na całej rozpiętości automatyczne sloty. Lotki szczelinowe o wychyleniach +30°, —15°, klapy dwuszczelinowe wychylane do startu o 15°, do lądowania o 40°. Klapka wyważająca na lewej lotce. Przed lotkami i klapami interceptory otwierane przy wychyleniu klap o 36° oraz automatycznie przy jednym silniku nieczynnym (dla zmniejszenia przechylenia samolotu) po wychyleniu dźwigni sterowania silnikami w położenie odpowiadające warunkom pracy silnika powyżej nominalnych.

Kadłub. Konstrukcja metalowa półskorupowa. Pod tyłem kadłuba dwuczęściowe drzwi z wysuwanymi schodkami. Na dole środkowej części kadłuba wysięgniki do mocowania podwozia i zastrzałów. Kabina załogi dwumiejscowa, z podwójnymi sterownicami, oddzielona od kabiny pasażerskiej ścianką z drzwiami. Kabina pasażerska ma 6 rzędów po 1 i 2 fotele (razem 17) w rozstawie co 72 cm. Przejście między fotelami o szerokości 34,5 cm. Fotele składane wzdłuż ścian w przypadku potrzeby. Za kabiną bagażnik i toaleta. Miejsca mocowania foteli do podłogi mogą służyć do mocowania ładunku. Kabina klimatyzowana (ogrzewana i wentylowana) z izolacją dźwiękową. Sufitowy dźwig z suwnicą na 500 kg, obsługiwany ręcznie. Elektrycznie otwierane schodki wejściowe mogą być wsunięte pod kadłub dla ułatwienia załadunku towaru bezpośrednio z samochodu ciężarowego. Wyjście awaryjne przy tylnym lewym oknie.

Usterzenie. Usterzenie o konstrukcji półskorupowej, metalowe. Usterzenie pionowe podwójne. Usterzenie poziome bez wzniosu z odwróconym profilem, ze slotem. Usterzenie pionowe podwójne. Klapki wyważające na prawym sterze wysokości i na sterach kierunku.

Podwozie. Podwozie stałe, z kołem przednim. Koła główne z oponami 720×320 mm i z hamulcami wielotarczowymi. Koło przednie z oponą Stomil 595×185 mm, sterowane (wychylenia do 15°), samoczynnie ustawiające się w położeniu neutralnym.



Fot. L. Zielaskowski

Ciśnienie kół 3,5 MPa pozwala na korzystanie z lotnisk o wytrzymałości gruntu powyżej 3 MPa.

Zespół napędowy. Dwa silniki turbośmigłowe produkcji PZL-Rzeszów PZL 10S (TWD-10B) o mocy startowej 716 kW (960 KM) i nominalnej 588 kW (800 KM), napędzające trójłopatowe metalowe śmigła AW-24AN o średnicy 2,8 m samoprzestawialne z ustawianiem w chorągiewkę i na wsteczny ciąg. Dwa zbiorniki integralne paliwa po 310 l w środkowej części płata i dwa po 670 l w częściach zewnętrznych płata — łącznie na 1960 l. Paliwo T-1, TS-1, T-7 i RT. Dwa zbiorniki oleju po 16 l.

Instalacje. Hydrauliczna o ciśnieniu 150 MPa służy do uruchamiania klap, interceptorów, hamowania kół i sterowania kołem przednim. Instalacja przeciwpożarowa na silnikach. W kabinie gaśnice ręczne. Instalacja przeciwoblodzeniowa na ciepłe powietrze upustowe z silników służy do ogrzewania slotów skrzydeł, slotów statecznika poziomego, stateczników pionowych i poziomego, krawędzi chwytów powietrza do chłodnic oleju i chwytów instalacji klimatyzacyjnej. Krawędzie wlotów powietrza do silników ogrzewane olejem, gdyż stanowią one równocześnie zbiorniki oleju. Elektryczna instalacja przeciwoblodzeniowa: kołpaków i łopat śmigieł, przednich szyb kabiny załogi i dajników ciśnienia powietrza dla przyrządów pokładowych. Instalacja elektryczna 200/115 V prądu trójfazowego zasilana dwoma startero-prądnicami 16 kW; źródłem prądu trójfazowego 36 V jest transformator i awaryjna przetwornica, zaś prądu stałego 27 V — przetwornica i dwa akumulatory 25 Ah niklowo-kadmowe. Dwa reflektory do lądowania w dziobie kadłuba.

Wyposażenie. Radiostacja komunikacyjna UKF Bałkan 5, radiostacja awaryjna UKF R-855 UM, radiokompas ARK-15, wskaźnik znacznika radiolatarni MRP-66, telefon pokładowy SPU-6, radiowysokościomierz RW-5 lub A-037, system nawigacyjny Griebień-1, rejestrator lotu BUR-1-2A, wyposażenie do lotów bez widoczności: sztuczny horyzont AGK-77 i ARG-74-15, pilot automatyczny SAU-8.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prototyp zaprojektowany pod kierunkiem O. K. Antonowa, oznaczony An-14M, wykonał pierwszy lot we wrześniu 1969 r. Oznaczenie produkcyjne An-28 samolot otrzymał w 1973 r. W kwietniu 1975 r. wykonał pierwszy lot prototyp z silnikami TWD-10. W czerwcu 1979 r. samolot został wystawiony na Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu. W 1978 r. wytwórnia PZL-Mielec podjęła przygotowania do uruchomienia produkcji seryjnej An-28. W 1982 r. samolot otrzymał tymczasowy certyfikat radziecki wg przepisów NLGS-2. W latach 1983—1984 w PZL-Mielec zostały wykonane pierwsze egzemplarze serii informacyjnej. Pierwszy An-28 zbudowany w PZL-Mielec, o znakach CCCP-28 800 wykonał pierwszy lot 22 lipca 1984 r. W 1985 r. wykonano serię informacyjną An-28 i samolot przeszedł próby eksploatacyjne w Związku Radzieckim.

DANE TECHNICZNE

Wymiary	
Rozpiętość	22,07 m
Długość	13,10 m
Wysokość (pustego)	4,90 m
Wysokość przy masie 6500 kg	4,54 m
Powierzchnia nośna	39,72 m²
Średnia cięciwa aerodynamiczna	1,886 m
Wydłużenie	12,3
Rozstaw podwozia	3,40 m
Rozstęp kół	4,44 m
Szerokość kadłuba	1,90 m
Szerokość kabiny	1,74 m
Wysokość kabiny	1,60 m
Długość kabiny pasaż.	5,26 m
Rozpiętość usterzenia poziom.	5,14 m
Powierzchnia usterzenia poz.	8,85 m²
Powierzchnia usterzenia pion.	10,00 m²
Masy	
Masa własna	3750 kg
Masa użyteczna maks.	2000 kg
Masa paliwa maks.	1567 kg
Masa startowa maks.	6500 kg
Obciążenie powierzchni	153,5 kg/m²
Obciążenie mocy	4,64 kg/kW
Współczynnik obciążenia dopuszcz.	3,8
Osiągi (przy maks. masie startowej)	
Prędkość maks. przelotowa na h=3000 m	350 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	335 km/h
Prędkość startu	135 km/h
Prędkość lądowania (na klapach)	125 km/h
Prędkość dopuszczalna nurkowania	450 km/h
Wznoszenie (przy v=190 km/h)	11,75 m/s
Wznoszenie na 1 silniku	3,5 m/s
Pułap	6000 m
Wymagana długość drogi startowej	525 m
Rozbieg (pod wiatr 10 m/s)	260 m
Start na h=10,7 m (wiatr 10 m/s)	410 m
Dobieg	170 m
Maks. wysokość lotniska n.p.m.	3000 m
Zasięg z maks. ładunkiem, bez rezerwy	560 km
Zasięg z maks. paliwem, ładunek 1000 kg, 30 min rezerwy	1365 km
Min. promień zakrętu na ziemi	16 m
Zużycie paliwa	290 kg/h
Zakres temperatur użytkowania	—60,+50

EO/1440/K/85 *A.G.*

PZL Kania (Kitty Hawk)

KARTOTEKA TLiA

Type: Nine/ten seat general-purpose light utility helicopter

VERSIONS:

— passenger, for 1 pilot and 9 passengers,
— executive, for 1 pilot and 8 passengers,
— training, with dual controls,
— medevac/ambulance, with 2 stretchers, 1 patient seat, and 2 seats for medical attendants,
— cargo transport, for up to 1200 kg of internal (cabin) cargo,
— flying crane, with external cargo sling for up to 800 kgs underslung load,
— rescue, with 120 kgs hoist and optional emergency floats,
— agricultural, for spreading, dusting, and LV or ULV spraying,
— special — photogrammetric, TV, IR etc.

DESIGN: Twin-engine helicopter with three-blade main rotor, twoblade tail rotor and non-retractable tricycle landing gear, powered by two Allison 250-C20B turboshaft engines.

Rotor system: Three-blade fully articulated main rotor and two-blade teetering tail rotor. Longitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor by three hydraulic boosters. Rotor brake fitted. Main and tail rotor blades, as well as horizontal stabiliser, fully fibreglass-epoxy. Electrical de-icing system for rotor blades, with icing and system out warnings, optional.

Rotor drive: Transmission includes main, intermediate and tail rotor gearboxes, each with an individual lubrication system. Main transmission equipped with free wheel units, oil cooling system, oil temperature/pressure transducers and switches, tachogenerator with low and high rpm warning. Engine drive shafts steel, with two crowned tooth couplings each. Tail rotor drive shaft of duraluminium tubes with same crowned tooth couplings and antifriction bearings.

Fuselage and tail unit: Conventional semi-monocoque fuselage and circular-section tailboom with horizontal stabiliser. Cockpit with pilot (port side) and copilot or passenger adjustable and removable seats, each fitted with safety belt. Dual controls optional. Two three-place centre bench seats over fuel tank compartment at cabin centre and a single or double seat at cabin rear, all removable for carriage of cargo, stratchers, agricultural or other specialized equipment and fitted with safety belts. Jettisonable doors on each side of cockpit (port door of sliding type) and larger passenger/cargo door at cabin rear on port side. Additional emergency exit (removable window) each side. Windshield wiper for pilot standard, for copilot optional. Cabin floor with cargo and stretcher tiedown rings. Hoist and cargo sling attachment points standard. Cabin soundproofing and ventilation standard. Cabin heating, carpets, twin-pane windows, heated pilot windshield etc. optional. Baggage compartment rear of cabin. Cockpit and cabin bulb lighting and illumination systems standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail skid. Twin wheel fully castoring nose unit, single wheel on each main unit. Main wheels fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock absorbers on all units, including tail skid. Mainwheel tyres size 600 × 180 mm, pressure 450 kPa (4,5 kG/cm²). Nosewheel tyres size 400 × 125 mm, pressure 350 kPa (3,5 kG/cm²).

Power plant: Two Allison 250-C20B turboshaft free power turbine engines installed side-by-side above cabin, each rated at 313 kW (420 shp) for T-O, 30-minute and OEI max continuous power, 276 kW (370 shp) for normal cruise. Automatic and manual torque sharing control systems standard. Two separate fuel boost systems, each with filter bypass switch, fuel pressure transducer and switch, connected by crossfeed. Usable fuel capacity 600 litres standard, and 423 litres in optional auxiliary tanks. Fuel gauge and fuel reserve warning standard. Two separate oil systems with oil cooling oil temperature/pressure transducers, oil filter bypass pop-out, and oil chip warning each. Each engine equipped with starter-generator, engine fuel pump effective for cruise after both boost pumps out, N1 and N2 tachogenerators, TOT gauge and switch, start counter, and engine out warning. Dual engine inlet deicing standard. Each engine compartment equipped with fire detection system and with automatic and manual fire extinguishing systems.

Systems: Hydraulic system with hydraulic pressure gauge and switch standard. Compressed air system with a compressor, air pressure accumulator and pressure gauges standard. Ventilation system with individual control of fresh air flow standard. Casey heaters with individual control of hot air flow and central control of air temperature optional. DC system based on two 28 V 150 A starter generators and a 25 Ah nickel-cadmium battery, with ground power receptacle, and ground/battery power, battery overtemperature, and generator out warnings standard. AC system, based on 16 kVA generator and/or 115 V 250 A static inverter, with AC generator and AC 115 V warnings, optional. Fluorescent tube cabin lighting and/or individual lights optional.

Basic equipment: Dual anticollision lights, navigation lights, portable fire extinguisher, board tool kit, first aid kit, full range of powerplant and systems control and monitoring instrumentation with warnings, attitude ind., airspeed ind., turn and slip ind., magnetic compass, gyrocompass, HSI, altitude ind., ROC ind., VHF comm 1, mechanical clock.

Optional radio-nav. equipment: Digital ADF, VOR 1 receiver, audiopanel, VOR/LOC converter, transponder, altitude encoder, marker beacon receiver, DME, VHF comm 2 transceiver, VOR 2 receiver, radar altimeter, RNAV receiver, HF comm.

Operational equipment: According to mission: 800 kgs cargo sling, 120 kgs hoist, stretchers and casualty care equipment, and agricultural equipment for spreading (2 disc spreaders), dusting (2 pneumatic dusters), LV spraying (62 jets), or ULV spraying (6 atomisers), with 500 or 600 litre hoppers.

DESIGN DEVELOPMENT: First flight on June 3, 1979. Allison/FAA DER approval of power plant installation November 6, 1980. GDCA Type Certificate for Basic Model (Supplemental Type Certificate acc. to FAR 29 Amdt 12 to Mi-2 Type Certificate) as Cat. B multipurpose utility helicopter October 1, 1981. Three preproduction demonstrators flying under GDCA supervision since October 2, 1981. GDCA Type Certificate for advanced Mk. I Model (Separate Type Certificate) as Cat. B multipurpose utility helicopter with Cat. A powerplant isolation January 31, 1986. First production batch in manufacture — first delivery August, 1986. Under development: New more powerful version for Cat. A powerplant and performance certification and enhanced hot/high capabilities — expected in production in late 1987. New 275 kgs hoist in tests — GDCA approval expected in June, 1986. New cockpit module with full IFR equipment as well as low pilot's workload. Tests required for operation under FAR 127, 133, 135, 137 completed.

TECHNICAL DATA

Dimensions	
Main rotor diameter	14,56 m
Tail rotor diameter	2,70 m
Length overall, rotors turning	17,35 m
Length of fuselage	12,03 m
Height to top of rotor hub	3,75 m
Stabiliser span	1,84 m
Max width of fuselage	1,60 m
Wheelbase	2,71 m
Wheel track	3,05 m
Cabin dimensions	
length, incl. flight deck	4,07 m
max width	1,50 m
max height	1,62 m
Baggage compartment volume	0,40 m³
Floor area	5,86 m²

Weights	
Weight empty, standard	2000 kg
Normal T-O weight	3350 kg
Max T-O weight	3550 kg

Performance (normal T-O-weight)	**ISA**	**ISA+15°C**
V_{NE} at S/L	210	190 km/h
Max cruising speed at S/L	210	190 km/h
Econ. cruising speed at S/L	190	190 km/h
ROC, T-O power, S/L	8,75	7,59 m/s
ROC, normal cruise power, S/L	6,97	4,87 m/s
ROC, OEI, max cont. power, S/L	1,01	0,40 m/s
Hovering ceiling, OGE, T-O power	1375	700 m
Hovering ceiling, IGE, T-O power	2500	1900 m
Service ceiling (limited)	4000	4000 m
Range, std fuel, 30 min reserve	433	418 km
Range, aux fuel, 30 min reserve	741	723 km
Fuel consumption, econ. cruising speed, S/L	207	207 l/h

EO/631/K/86

PZL Sokół

Type: Fourteen-seat general-purpose medium weight helicopter

VERSIONS:

— passenger, for 12 passengers,

— frighter, with 2100 kg capacity external cargo sling and 150 kg capacity onboard hoist,

— ambulance, for 4 patiens on streachers and a medical attendant,

— pilot training, with dual controls.

DESIGN: Twin-turboshaft helicopter with four-blade main rotor, three-blade tail rotor and non-retractable tricycle landing gear.

Rotor system: Four-blade fully articulated main rotor and three-blade tail rotor. Main rotor has a pendular Salomon type vibration absorber, providing smooth flight and low vibrations levels. Blades of both rotors constructed of laminated glassfibre reinforced with epoxy resin. Main rotor blades have tapered tips. Three hydraulic boosters for langitudinal, lateral and collective pitch control of main rotor, and one booster for tail rotor control. Electrically de-icing system for rotor blades. Rotor transmission brake fitted.

Rotor drive: Transmission driven via main rotor, intermediate and tail rotor gearboxes. Tail rotor drive shaft of duralumin tube with splined couplings. From the main rotor gearbox there are drived generator and alternator, two hydraulic pumps, air compressor and two tachometers.

Fuselage and tail unit: Conventional light alloy semi-monocoque fuselage with circular section tailboom and fin integral with tailboom structure. Horizontal stabilizer, under the end of tailboom, has a single spar, is built up of fibreglass-epoxy, and is not interconnected with the main rotor control drive. Cockpit with pilot (on port side) and flight engineer, side by side. Adjustable seats with safety belts. Dual controls and dual flight instrumentation optional. Accommodation for 12 passengers in main cabin. Seats removable for carriage of internal cargo. Luggage space at rear of cabin. Internal cabin dimensions: length 3.20 m, max width 1.55 m, max height 1.40 m. Door on each side of flight deck: large (height 1.20 m, width 1.25 m) sliding door for passenger and/or cargo loading at rear of cabin on starboard side; second slide door (height 1.20 m, width 0.95 m) on port side at forward end of cabin. Windscreen wiper for pilot and co-pilot. Cabin sound-proofing, ventilation and heating standard.

Landing gear: Non-retractable tricycle type with tail-skid. Twin-wheel castoring nose unit; single wheel on each main unit. Main wheel fitted with pneumatic brakes. Oleo-pneumatic shock-absorbers on all units. Main-wheel tyres size 700×250 mm, nosewheel tyres size 400×140 mm. Ski landing gear optional.

Power plant: Two PZL-10W (PZL-Rzeszów development of Glushenkov TVD-10) turboshaft engines, each with rating 662 kW (900 shp) for T-O and 30 min, max continuous rating 515 kW (700 shp) and emergency rating 846 kW (1150 shp) for 8 min. Power plant is equipped with electronic fuel control and power governing, incorporating automatic torque sharing control as well as an automatic engine rpm trimming system. Engines and main rotor gearbox are mounted to a bed frame, eliminating any drive misalignment due to deformations of the fuselage structure. Bladder fuel tanks beneatch cabin floor with total capacity of 1700 litres. 1100 litres auxiliary fuel tanks on flight deck optional. Dual engine inlet de-icing standard. Each engine bay equipped with automatic and manual fire extinguishing system.

Systems: Two independent hydraulic systems for controlling main and tail rotors, unlocking collective pitch control lever, nad feeding damper of directional steering system. Pneumatic system for main-wheel brakes only. Electrical system providing both AC and DC power. Automatic power control system linking power plant and rotor pitch for optimum performance. Fire detection and extinguishing system. Cabin heating by engine bleed air. Air-conditioning and oxygen systems optional. Anticollision lapms and navigation lights.

Avionics and equipment: Standard IFR nav/com avionics. Two-axis autopilot standard. Stability augmentation warning system. Meteorological radar.

DESIGN DEVELOPMENT: The PZL W-3 Sokół was designed by a team headed by S. Kamiński at PZL-Świdnik works. First of five prototypes was flown for the first time on 16 November 1979. The series production of the Sokół is started in 1985.

TECHNICAL DATA

Dimensions

Main rotor diameter	15.70 m
Tail rotor diameter	3.03 m
Length overall, rotors turning	18.85 m
Length of fuselage	14.22 m
Height to top of rotor head	4.20 m
Stabilizer span	2.38 m
Wheel track	3.40 m
Wheelbase	3.55 m
Main rotor disc	193.6 m²
Tail rotor disc	7.2 m²

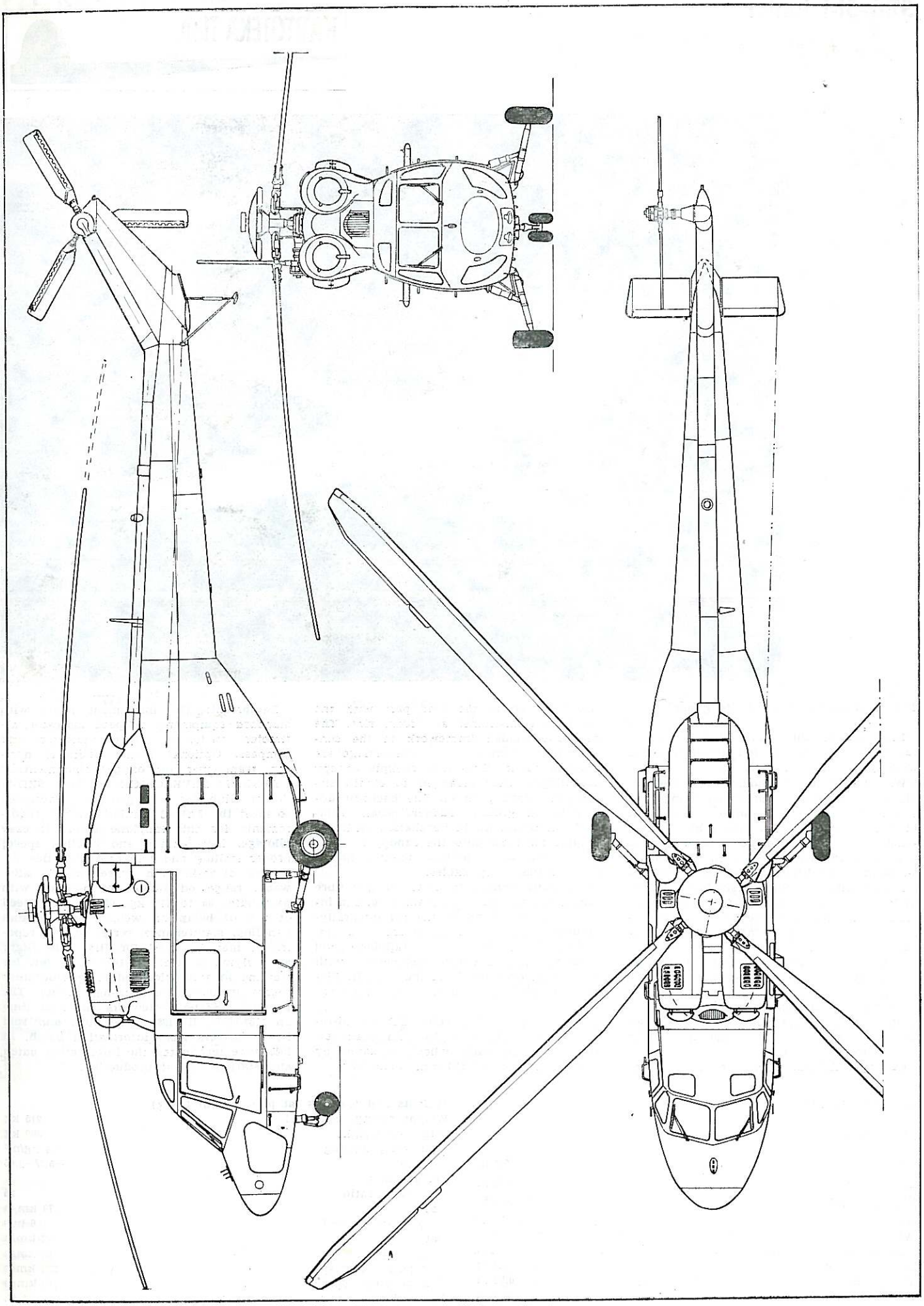
Weights

Minimum basic weight empty	3300 kg
Basic operating weight empty (general-purpose versions)	3630 kg
Useful load	2770÷3100 kg
Max payload internal	2100 kg
Max payload external	2100 kg
Normal T-O weight	6100 kg
Max T-O weight	6400 kg

Performance (at normal T-O weight at 500 m, ISA)

Never-exceed speed	270 km/h
Max level speed	255 km/h
Max cruising speed	235 km/h
Economical cruising speed	220 km/h
Max rate of climb at S/L	10.0 m/s
Max vertical rate of climb at S/L	2.3 m/s
Rate of climb at S/L, one engine out — at emergency rating	0.70 m/s
Service ceiling	5100 m
Hovering ceiling IGO (in ground effect)	2750 m
Hovering ceiling OGO (out of ground effect)	2100 m
Range, standard fuel, no reserves	680 km
Range, with auxiliary fuel, no reserves	1165 km
Endurance	
standard fuel, no reserves	4 h 10 min
with auxiliary fuel, no reserves	7 h 10 min

EO/631/K/86 *A.G.*



SZD-51-1 Junior

KARTOTEKA TLiA

Type: Single-seat Club Class glider

DESIGN: Shoulder-wing glassfibre-epoxy sailplane with T-tail and non-retractable mono-wheel landing gear.

Wings: Cantilever shoulder-wing monoplane of double-tapered form. Wing sections: FX-SO 1-196 at root and SO 1/2-158 at tip. Dihedral 3°. No sweep at quarter-chord. Single-spar monocoque structure. Glassfibre sandwich skin with foam core I-section spar with box-type root part. Metal root rib. Duralumin single-plate airbrakes on upper wing surface only. Airbrake box, the airbrake push-rod actuating system as well as ailerons — suspended on the spar. Monocoque glassfibre aileron hinged in five points and actuated in one point by push-rod system. Automatic engagement of the airbrake actuating system and the aileron actuating system during assembling the wing with the fuselage. The wing tips with skids protecting the ailerons.

Fuselage: All-glassfibre monocoque structure stiffened in the rear part with the glassfibre semi-frames and foam ribs. The steel-tube welded framework in the central part; the wings and undercarriage are attached to it. One-piece cockpit canopy side hinged. Seat arranged to obtain sitting-like pilot's position. The backrest adjustable on ground, rudder pedals adjustable in flight. Cabin ventilation with adjustable air blow onto the canopy and the pilot. Front and bottom towing hooks. Hooks actuated by cables.

Tail unit: Cantilever T-tail of glassfibre sandwich structure with foam core. Fin integral with fuselage. In the fin integrally-mounted aerial. Fabric-covered rudder. Horizontal tail unit with tailplane and elevator. Mass-balanced elevator with spring trim operated from the cockpit. Elevator actuated by push-rods, rudder by cables.

Landing gear: Non-retractable semi-recessed main wheel of 400 mm diameter. Disc brake on main wheel, actuated by cable. Tailwheel od 200 mm diameter.

Equipment: The instrument panel with standard equipment: airspeed indicator, altimeter, variometer, turn indicator and compass. Optional items: artificial horizon, transceiver and oxygen equipment.

DESIGN DEVELOPMENT: The SZD-51 Junior Club Class sailplane was designed to meet the JAR-22 regulations. The requirements for this sailplane included: easy pilotage, low landing and circling speed, proper stalling and spin characteristics, effective airbrake and wheel brake, allowable range od weight of a pilot with parachute; 55 to 110 kg without the need of use of balancing weight, easy ground handling, maintenance, servicing and repairs. It may by used for first solo flight after flying on training biplace glider, for training in acrobatics and for performance flights including diamond-leg flights. The prototype SZD-51-1 flew for the first time on 1983-08-10. In 1984 were built and sold first 5 gliders from information batch. In 1985 were terminated the information batch and started the lot production.

TECHNICAL DATA

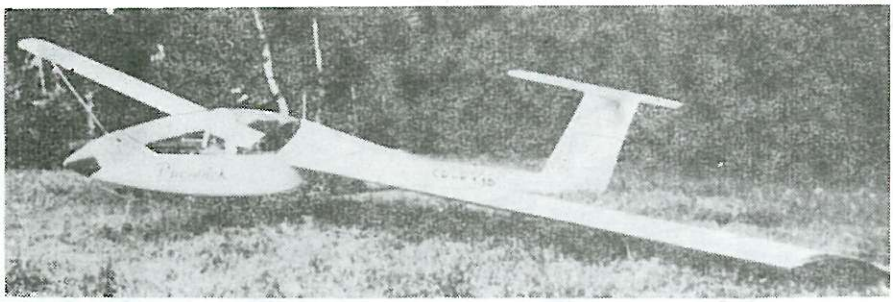
Dimensions	
Wing span	15.0 m
Length overall	6.69 m
Height overall	1.57 m
Wing area	12.51 m²
Wing aspect ratio	18
Mean aerodynamic chord	0.88 m
Cockpit width	0.62 m
Cockpit height	0.88 m
Tailplane span	2.75 m

Weights and loadings (at pilot weight 90 kg)	
Weight empty, equipped	215 kg
Max T-O weight	380 kg
Max wing loading	30.4 kg/m²
g limits	+5.3/—2.65
Performance	
Best glide ratio	35
at	78 km/h
Min. sinking speed	0.6 m/s
at	72 km/h
Stalling speed	60 km/h
Max permissible speed	220 km/h
Max aero-tow speed	140 km/h

EO/1440/K/85 *A.G.*

PZL KR-03 Puchatek

KARTOTEKA TLiA



Type: Training glider

DESIGN: Two-seat mid-wing monoplane metal structure partly covered with fabric, with non-retractable landing gear.

Wings: Rectangular shape, sweep forward 3°. Wortmann FX S 02/1-158 wing section, dihedral 4°, angle of wing setting 5°. Wing built in two parts, torsion-box type, two-spar. Spars made from milled strips of duralumin T-sections, the rear spar being shorter. Duralumin ribs, spaced in the nose part in 750 mm (average) intervals and in the trailing part in 420 mm (average) intervals. Skin: in the nose part--duralumin (PA-7), in the root part-stiffened with duralumin angle bars, in the trailing part-fabric. Two-piece slotless ailerons with span of 280 cm and chord of 24 cm, deflectable upwards by 20° and downwards by 15°. Aileron structure: metal, covered with fabric, each half (segment) of the aileron consists of a spar, 5 duralumin ribs and nose torsion-box. The aileron halves and complete ailerons are symmetrical and thus interchangeable. Airbrakes on each wing, at a distance of 3 m from the fuselage, extendable from the upper and lower surface, 150 cm wide each. Fitting of wings to the fuselage: each half fastened in three points, two main mounting points being situated at the main spar and the third one — at the rear spar.

Fuselage: Oval cross-section. Monocoque sheet duralumin structure, reinforced with 9 frames. The front part consists of two riveted halves made in PA-2 duralumin sheet and comprises a two-seat cockpit with the rear seat adjustable in longitudinal and vertical directions whilts the front seat is associated with adjustable control pedals. The cockpit is covered with a two-piece side-hinged canopy, openable to the right (both parts can be opened independently). The entire front fuselage section, including the cockpit, is patterned after the SZD-50 Puchacz sailplane, with taking into account users' opinions on this glider. Aft of the cockpit — a plane truss for wing mountig and, in the vicinity, the main frame to which the landing gear is attached. The remaining part of the fuselage consists of two cones of developable surface, made in PA-7 duralumin sheet, riveted to each other and to the front part. Fin integral with the fuselage.

Tail unit: T-tail, with stabilizers and control surfaces designed as separate units. Vertical tail unit swept, tapered, NACA 64015 section, with chord of 120 cm at the root and 100 cm at the tip. All-metal structure covered with PA-7 duralumin sheet. Rudder with 5 duralumin ribs, fabric covered, deflectable by 30° to each side. The rudder chord makes 40% of the vertical tail unit chord. Tail plane of rectangular form, Wortmann FX 71-L-150/30 section, chord of 71,4 cm, setting angle of 0°. The horizontal stabilizer structure — metal, single-spar, with 16 ribs. Skin made in PA-7 duralumin sheet stiffened with duralumin angle bars in the central part of the lower surface. Elevator built in two parts, with metal structure, i.e. the nose part and ribs are made in sheet metal, covered with fabric. The elevator can be deflected upwards by 25° and downwards by 20°. Width of each rudder half — 165.8 cm, chord — 21.4 cm. The left half provided with a trimming tab of 62.4 cm width and 7.25 cm chord.

Control: Ailerons, airbrakes and elevators actuated by push-rods, rudder — by cables.

Landing gear: Non-retractable, main wheel of 350×135 mm size on a suspension arm with a shock absorber (the skock absorber adopted from the tail landing gear of the PZL-104 Wilga aeroplane, modified). Fully-castoring tail wheel, springed with a rubber block, tubeless of 140 mm diameter (intended to prevent torsional loads which could be applied to the rear fuselage part in the case of incorrect landing). Wooden nose skid (glued ash) springed with rubber disc pads.

Equipment: Basic instruments installed in the cockpit instrument panel (a PZL set): airspeed indicator, altimeter, turn indicator, compass, two variometers (one of them — electrical), transceiver. Aero-towing and winch-towing hooks in the front part of the fuselage.

DESIGN DEVELOPMENT: In mid 1982, an idea of an inexpensive, robust and durable two-seat glider for mass training in aeroclubs, capable to supersede the getting worn out SZD-9 Bocians, arose in the Aero-Club of the Polish People's Republic. This idea was brought within interests of the Engineering Office for Implementation of New Projects at the PZL Association, where this glider was included into the general problem of light aviation, and then the Association board of directors were made interested in it. Since the Polish glider manufacturer, i. e. the Glider Works PZL-Bielsko, were overtashed with high-performance sailplanes and advanced training glider, it was decided to charge the Transport Equipment Manufacturing Centre (WSK) PZL-Krosno with development and production of the training glider, though glider production at this factory had been terminated twenty years before. However this factory had no experience in modern glider technology (the production of gliders was stopped when they were built as wooden structures) but specialized themselves in production of metal aircraft components (in majority-landing gears and fuselage trusses for aeroplanes), therefore the concept of metal glider structure was chosen. Such design ensured, moreover, high reliability and durability. Design of the training glider, designated KR-03 and named Puchatek, was ordered at WSK PZL-Krosno Design Office, headed by Stanisław Kustroń, B. Sc., and Jerzy Krawczyk M. Sc., was appointed the leader of the designers' team.

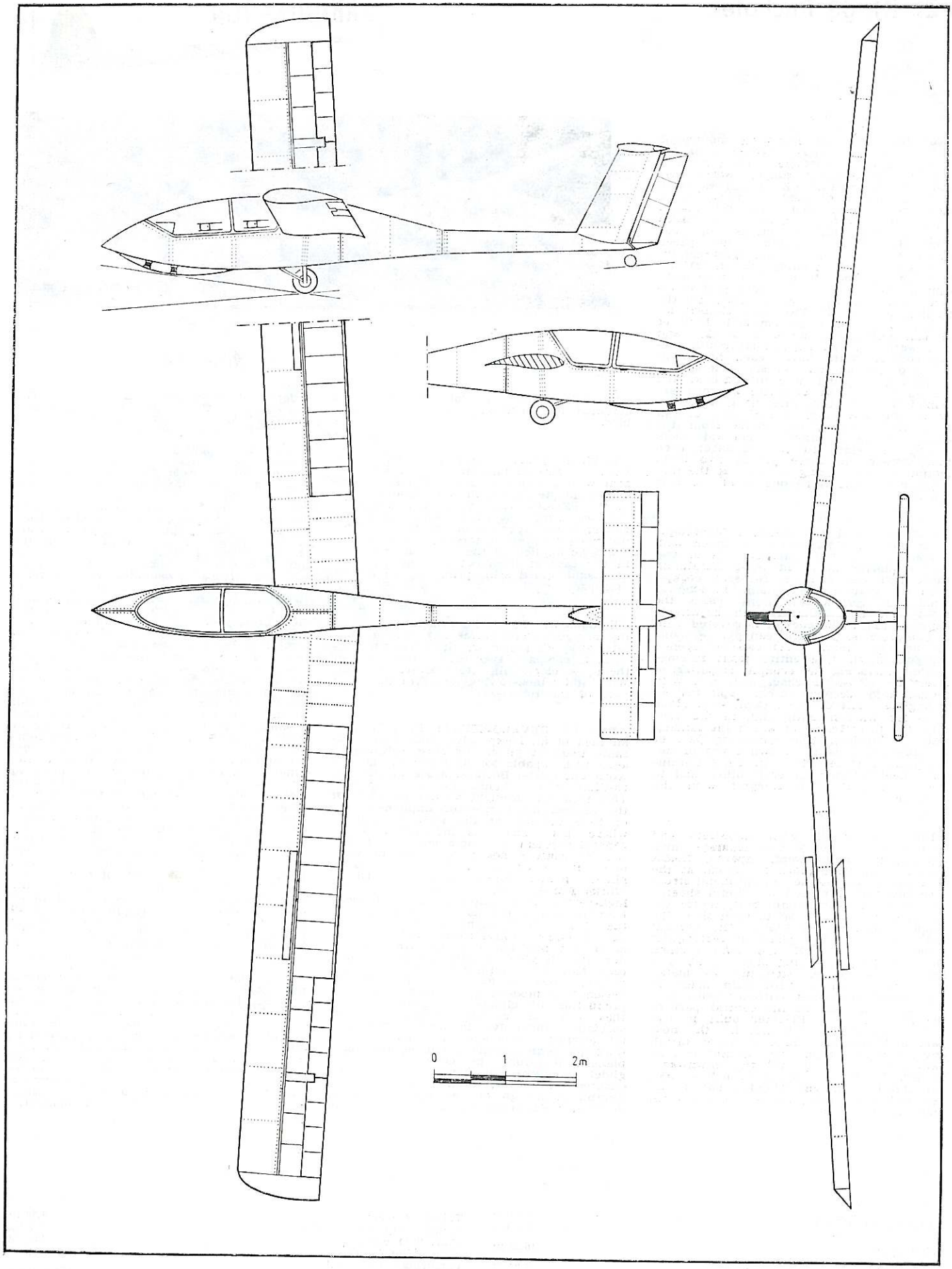
Considering inadequate experience in glider designing and poor test basis of the Krosno Works, other Polish industrial, research and scientific centres were also engaged in this job. Calculations of the aerodynamic design were carried out with assistance of the Glider Works PZL-Bielsko, the flatter was computed with participation of the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec (the Mielec computing centre was also employed), elatic tests of critical assemblies were carried out at the Institute of Aviation at the Rzeszów University of Technology which was also charged with static tests of the first prototype. The Aero-Club of the Polish People's Republic were also consulted. The first design work was commenced in January 1983 and the foredesign was completed and accepted in May 1983. At the beginning of 1984, the work at prototype drawings was started and construction of the first prototype was began in the middle of the same year. The first assemblies of this aircraft were ready in August 1984 and in May 1985 the first complete prototype was transported to Rzeszów for static tests to be carried out. At the same time, another prototype intended to be flight tested was built. In mid July 1985 it was approved by the Civil Aircraft Inspectorate (IKCSP). Having obtained identification marks SP-P336, this prototype was flown for the first time on 18th July 1985 and on 1st Aug. 1985 the first official flight, which took 7 min., was performed by Jerzy Śmielkiewicz, Eng., Test Pilot of Class I. The pilot lot (for monitored operation by the Aero-Club of the Polish People's Republic) is planned to be made in 1986 and the lot production is to be started in 1987. The KR-03 Puchatek glider is intended for mass training with the use of a launching winch, developed simmultaneously at the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec.

Both manufacturing methods and glider production tooling were fully developed at WSK PZL-Krosno (under supervision of Stanisław Sznajder, M. Sc., the Chief Process Engineer), e.g. the halves of the front fuselage part are pneumatically pressed in special dies under a pressure of ca. 1.2÷÷1.5 MPa. The construction tooling for building the prototypes is intended to be employed directly at the lot production. The KR-03 Puchatek is a glider planned by its designers for further development.

TECHNICAL DATA

Wing span	16.38 m
Length overall	8.24 m
Height overall	1.50 m
Wing area	19.44 m²
Wing aspect ratio	13.6
Wing chord	1.20 m
Tailplane span	3.50 m
Weight empty, equipped	280 kg
Max. T-O weight	460 kg
Max. wing loading	23.9 kg/m²
Performance (as calculated)	
Min. speed	58.5 km/h
Max. permissible speed	200 km/h
Min. sinking speed	0.8 m/s
Best glide ratio	24.6

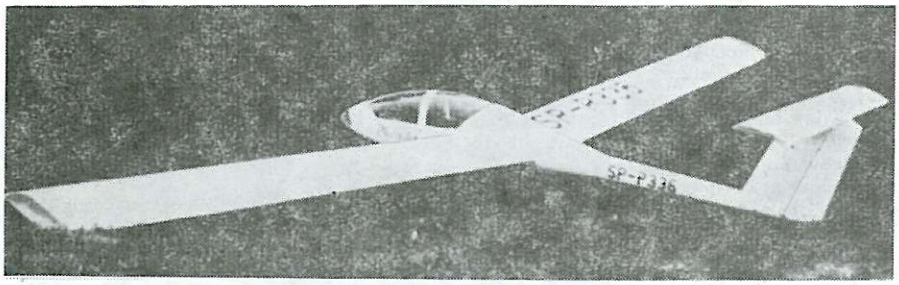
EO/1440/K/85 **P.G.**


0
1
2m

PZL KR-03 Puchatek

KARTOTEKA TLiA

Szybowiec szkolny



KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy metalowy średniopłat, częściowo kryty płótnem, ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys prostokątny, ujemny skos 3°, profil Wortmann FX S 02/1-158, wznios 4°, kąt zaklinowania 5°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, dwudźwigarowa. Dźwigary ze sfrezowanych pasów z teowników duraluminiowych, dźwigar tylny krótszy. Żebra duraluminiowe, w części noskowej średnio co 750 mm, w części spływowej średnio co 420 mm. Pokrycie części noskowej duraluminiowe (PA-7) w części nasadowej usztywnione kątownikami duraluminiowymi, w części spływowej — płócienne. Dwudzielne bezszczelinowe lotki o rozpiętości 280 cm i cięciwie 24 cm, wychylane w górę o 20°, a w dół o 15°. Konstrukcja lotek metalowa, kryta płótnem, każda połówka (segment) lotki składa się z dźwigarka, 5 żeber duraluminiowych i kesonu noskowego pracującego na skręcanie. Połówki lotek i lotki są symetryczne, więc zamienne. W odległości 3 m od kadłuba, na każdym skrzydle, wysuwane z powierzchni górnej i dolnej hamulce aerodynamiczne, każdy o szerokości 150 cm. Mocowanie skrzydeł do kadłuba — każda połówka trzema węzłami, dwa główne na dźwigarze głównym i trzeci na dźwigarze tylnym.

Kadłub. Przekrój owalny. Konstrukcja skorupowa, z blachy duraluminiowej, wzmocniona 9 wręgami. Część przednia składa się z dwóch nitowanych połówek z blachy duraluminiowej PA-2 i mieści dwuosobową kabinę, w której fotel tylny ma regulowaną wysokość i odległość, a fotel przedni — regulowane pedały sterownicze. Kabina osłonięta otwieraną w bok, w prawo, dwuczęściową osłoną (części otwierane niezależnie). Cała część przednia kadłuba wraz z kabiną jest wzorowana na szybowcu SZD-50 Puchacz, z uwzględnieniem uwag użytkowników tego szybowca. Za kabiną płaska kratownica służąca do mocowania skrzydeł. W pobliżu znajduje się główna wręga, do której montowane jest podwozie. Pozostałą część kadłuba stanowią dwa stożki o powierzchniach rozwijalnych z blachy duraluminiowej PA-7, nitowane ze sobą i do części przedniej. Integralny z kadłubem statecznik pionowy.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, z podziałem na stateczniki i stery. Usterzenie pionowe skośne, o obrysie trapezowym i profilu NACA 64015, cięciwa u nasady 120 cm, na końcu 100 cm. Konstrukcja metalowa kryta blachą duraluminiową PA-7. Ster kierunku z 5 żebrami duraluminiowymi, kryty płótnem, wychylany w prawo i w lewo po 30°. Cięciwa steru kierunku stanowi 40% cięciwy usterzenia pionowego. Usterzenie poziome o obrysie prostokątnym, profil Wortmann FX 71-L-150/30, cięciwa 71,4 cm, kąt zaklinowania 0°. Konstrukcja statecznika metalowa, jednodźwigarowa z 10 żebrami. Pokrycie z blachy duraluminiowej PA-7, na dolnej powierzchni w części centralnej usztywnione kątownikami duraluminiowymi. Ster wysokości dwudzielny, konstrukcji metalowej — część noskowa i żebra — z blachy; pokrycie płócienne. Ster wychylany ku górze o 25° i ku dołowi o 20°. Szerokość połówki steru kierunku 165,8 cm, cięciwa 21,4 cm. Na lewej połówce klapka wyważająca o szerokości 62,4 cm i cięciwie 7,25 cm.

Sterowanie. Lotki, hamulce i ster wysokości aerodynamiczne wychylane popychaczami, ster kierunku — linkami.

Podwozie. Stałe, koło główne 350×135 mm na wahaczu amortyzowanym (amortyzator z tylnego podwozia samolotu PZL-104 Wilga, zmodyfikowany). Z tyłu samonastawne, amortyzowane klockiem gumowym kółko bezdętkowe 140 mm (w założeniu — ma zapobiegać skręceniom tylnej części kadłuba przy nieprawidłowym lądowaniu). Z przodu płoza drewniana (klejony jesion) amortyzowana krążkami gumowymi.

Wyposażenie. W kabinie podstawowe przyrządy umieszczone w tablicy (zestaw PZL): prędkościomierz, wysokościomierz, zakrętomierz, busola, dwa wariometry (w tym jeden elektryczny), radiostacja. W przedniej części kadłuba zaczep do holowania przez samolot i zaczep do holowania przez wyciągarkę.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W połowie 1982 r. w Aeroklubie PRL powstała koncepcja taniego, wytrzymałego i trwałego szybowca dwumiejscowego do masowego szkolenia w aeroklubach, który zastąpiłby wysłużone SZD-9 Bocian. Koncepcją tą zainteresowano Biuro Techniczne Nowych Uruchomień Zrzeszenia PZL, gdzie szybowiec włączono do problemu węzłowego lotnictwa lekkiego, a następnie zainteresowano nim dyrekcję Zrzeszenia. Ponieważ krajowy wytwórca szybowców, PDPS PZL-Bielsko-Biała, był przeciążony pracami nad szybowcami wyczynowymi i szybowcem treningowym, szybowiec szkolny zdecydowano się powierzyć wytwórni WSK PZL-Krosno, w której produkcję szybowców zakończono przed dwudziestu laty. Ponieważ wytwórnia ta nie ma żadnego doświadczenia w dziedzinie nowych technologii szybowcowych (produkcję szybowców zakończono na etapie konstrukcji drewnianych), a wyspecjalizowała się w produkcji metalowej (głównie podwozia i kratownice kadłubów samolotów) — zdecydowano się na metalową konstrukcję szybowca. Konstrukcja taka gwarantowała ponadto dużą wytrzymałość i trwałość. Opracowanie szybowca szkolnego, oznaczonego KR-03 i nazwanego Puchatek, zlecono biuru konstrukcyjnemu pod kierunkiem inż. Stanisława Kustronia w WSK PZL-Krosno, zaś konstruktorem wiodącym został mgr inż. Jerzy Krawczyk. Wobec braku doświadczenia wytwórni krośnieńskiej w konstruowaniu szybowców i niedostatecznej bazy badawczej, skorzystano z pomocy innych krajowych lotniczych ośrodków naukowo-badawczych i przemysłowych. Obliczeń projektu aerodynamicznego dokonano przy pomocy PDPS PZL-Bielsko-Biała, obliczeń flatterowych — przy pomocy WSK PZL-Mielec (skorzystano też z mieleckiego ośrodka obliczeniowego), elastooptyczne próby głównych węzłów wykonano w Instytucie Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej, któremu powierzono też próby statyczne pierwszego prototypu. Konsultowano się również z Aeroklubem PRL i Szefostwem Techniki Lotniczej MON. W styczniu 1983 r. zaczęto pierwsze prace projektowe, a w maju 1983 r. został ukończony i przyjęty projekt wstępny. Na początku 1984 r. zaczęto opracowywać dokumentację prototypową i w połowie tego samego roku rozpoczęto budowę pierwszego prototypu. Pierwsze jego zespoły były gotowe w sierpniu 1984 r., a w maju 1985 r. pierwszy prototyp przetransportowano do Rzeszowa, w celu wykonania badań statycznych. Jednocześnie budowano drugi prototyp, przeznaczony do prób w locie. W połowie lipca 1985 r., został on odebrany przez IKCSP. Ze znakami SP-P336 wykonał pierwszy lot 18 lipca 1985 r., a 1 sierpnia 1985 r. pierwszy oficjalny lot, trwający 7 min (oblatywał pil. obl. I kl. inż. Jerzy Śmielkiewicz). W 1986 r. planowane jest wykonanie serii informacyjnej (do próbnej eksploatacji przez Aeroklub PRL), a na 1987 r. — rozpoczęcie produkcji seryjnej. KR-03 Puchatek przeznaczony jest do masowego szkolenia przy użyciu wyciągarki, która opracowywana jest równocześnie w WSK PZL-Mielec. Zarówno technologia, jak i oprzyrządowanie do budowy szybowca są oryginalne, opracowane w WSK PZL-Krosno (główny technolog — mgr inż. Stanisław Sznajder), np. połówki przedniej części kadłuba są tłoczone pneumatycznie w specjalnych formach, pod ciśnieniem ok. 1,2÷1,5 MPa. Oprzyrządowanie konstrukcyjne dla prototypów przeznaczone jest od razu do produkcji seryjnej. KR-03 Puchatek jest konstrukcją, której dalszy rozwój został przewidziany przez konstruktorów.

DANE TECHNICZNE

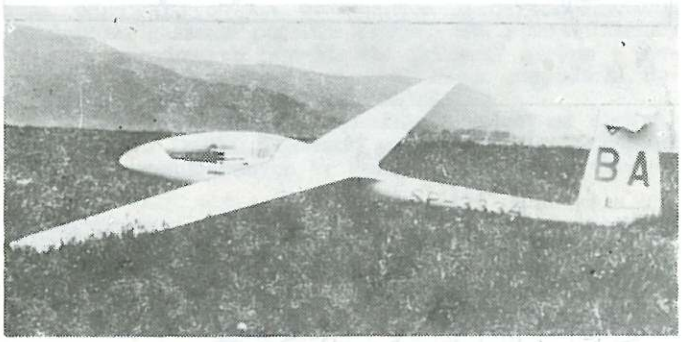
Rozpiętość	16,38 m	Masa własna	280 kg
Długość	8,24 m	Masa całkowita	460 kg
Wysokość	1,50 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks.	23,9 kg/m²
Powierzchnia nośna	19,44 m²	**Osiągi obliczeniowe**	
Wydłużenie	13,6	Prędkość min.	58,5 km/h
Cięciwa skrzydła	1,20 m	Prędkość dopuszczalna	200 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,50 m	Min. prędkość opadania	0,8 m/s
		Doskonałość	24,6

EO/1440/K/85 *P.G.*

SZD-48-3M Brawo • Polska •

Szybowiec jednomiejscowy klasy standard

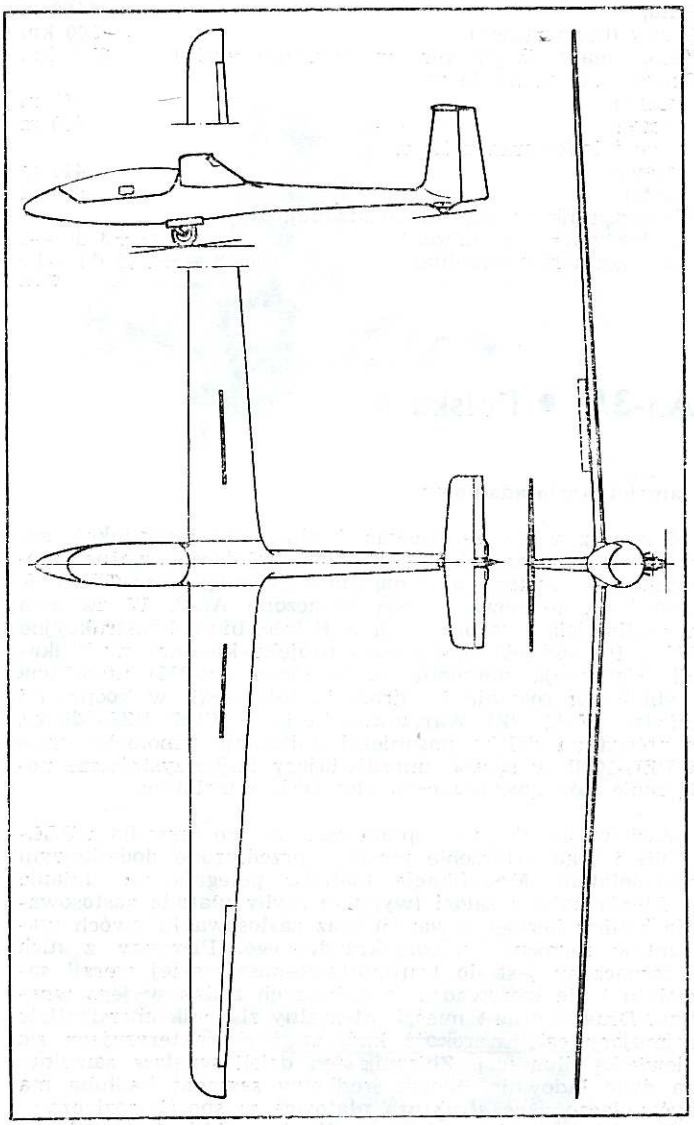
W 1985 r. wykonał pierwszy lot szybowiec Brawo, będący odmianą szybowca SZD-48-3 Jantar Standard 3. W 1985 r. zbudowano 3 egz. Brawo. Różnią się one od Jantara Std. przede wszystkim o 35 kg mniejszą masą własną oraz większą o 0,26 m² powierzchnią nośną. Brawo ma zmodyfikowany profil skrzydła na krawędzi spływu, zmienione



końcówki skrzydeł, lotki skręcone na końcach, hamulce aerodynamiczne tylko na górnej powierzchni skrzydeł, zwiększony wzniosko do 3°, zmniejszony balast wodny w skrzydłach do 130 kg, przesunięte do tyłu miejsce pilota, dodany balast wodny (7 kg) w stateczniku pionowym, dodatkowe dajniki ciśnienia w stateczniku pionowym i w tylnej części kadłuba oraz obrys steru kierunku jak w SZD-48-1. W wyniku tych zmian obciążenie powierzchni szybowca zmalało i uzyskał on bardzo dobre właściwości w krążeniu, zaś prędkość min. krążenia jest niższa o 10 km/h niż dla Jantara Std. 3. Natomiast doskonałość przy dużej prędkosci lotu zmalała.

Dane techniczne

Rozpiętość	15 m
Długość	6,7 m
Wysokość	1,51 m
Powierzchnia nośna	10,9 m²
Wydłużenie	20,64
Masa własna	240 kg
Masa użyteczna maks.	250 kg
Masa w locie bez balastu	372 kg
Masa w locie z balastem	490 kg
Doskonałość przy prędkości z (balastem)	120 km/h 40
Opadanie min. przy prędkości	70 km/h 0,60 m/s
Prędkość min.	64 km/h
Prędkość dopuszcz. (w atm. spok.)	285 km/h
Prędkość dopuszcz. (w atm. burz.)	180 km/h
Współcz. obc. dopuszcz.	+5,3/—2,65

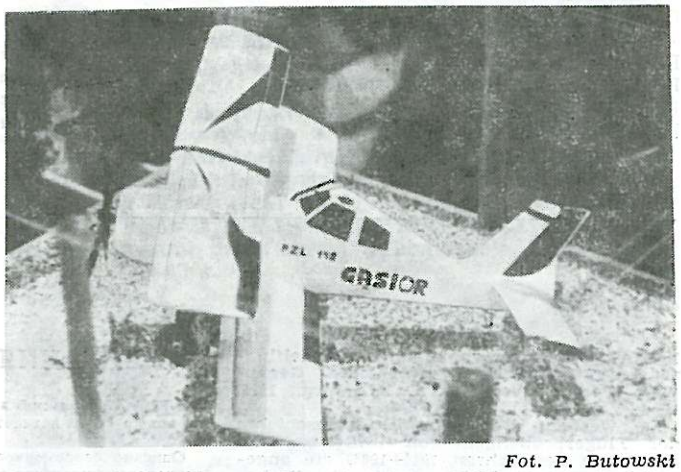


A.G.

PZL-140 Gąsior • Polska •

Samolot pożarniczy

W 1984 r. w PZL-Okęcie opracowano projekt ofertowy specjalistycznego samolotu pożarniczego PZL-140. Opracowując go wykorzystano zespoły aktualnie produkowanych samolotów: PZL-106BS (silnik, łoże silnika, przednia część osłon silnika, tylna część kadłuba, skrzydła, usterzenie poziome), PZL-106BT-601 (usterzenie pionowe) i An-2 (śmigło, podwozie główne). Nowa, przednia część kadłuba ma stanowić integralny zbiornik wody. Układ samolotu, jego masa, zespół napędowy i podwozie pozwalają przypuszczać, że uzyska się korzystne połączenie najlepszych cech samolotów An-2 i PZL-106. Samolot może być wykorzystywany jako rolniczy do oprysków.



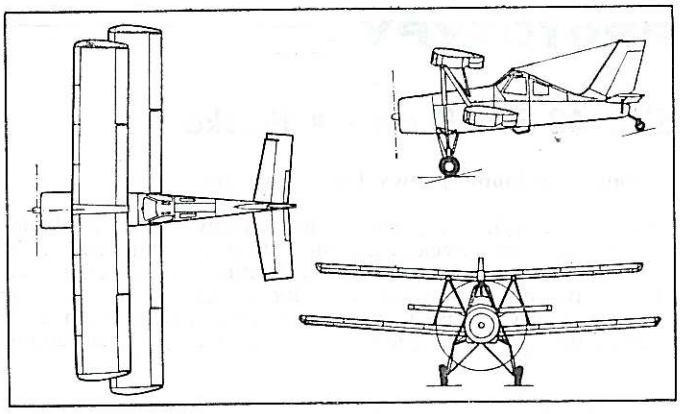
Fot. P. Butowski

Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość	14,67 m
Długość	10,72 m
Wysokość	5,04 m
Powierzchnia nośna	60,53 m²
Pojemność zbiornika wody	3,4 m³
Masa własna	2340 kg
Masa startowa (R)	5700 kg
Masa startowa (N)	5250 kg
Masa ładunku użytecznego	3000 kg
Obciążenie powierzchni (N)	86,7 kg/m²
Obciążenie mocy (N)	7,13 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	270 km/h

Prędkość operacyjna norm.	240 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez mocy i klap)	109 km/h
Prędkość przeciągnięcia (bez mocy, z klapami)	98 km/h
Wznoszenie	3,5 m/s
Pułap	3600 m
Zasięg (bez rezerwy)	500 km
Zasięg maks. (z paliwem w zbiorniku wody)	3500 km
Długość startu na 15 m	
trawa	750 m
beton	690 m
Długość lądowania z 15 m	
trawa	410 m
beton	660 m
Współczynnik obciążenia konstrukcji	
kategoria R (ograniczona)	$n = +3$ do -1
kategoria N (normalna)	$n = +3{,}26$ do $-1{,}3$

T.M.



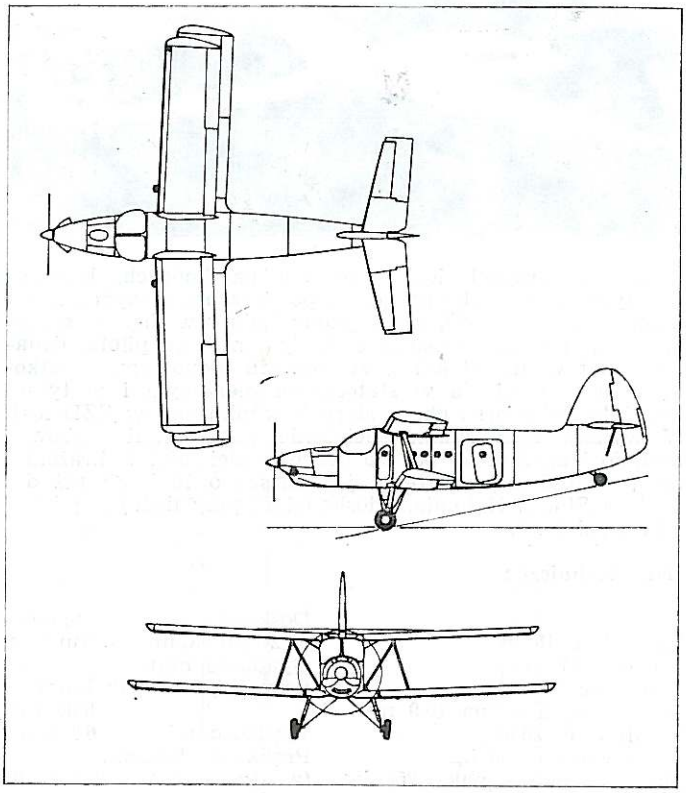
An-3M • Polska •

Samolot wielozadaniowy

Znany z wielu zastosowań i długoletniej produkcji samolot An-2 doczekał się niedawno kolejnej poważnej modyfikacji — zastosowania napędu turbośmigłowego (TWD-20, 1060 kW); tę nową wersję oznaczono An-3. W związku z możliwością jego produkcji w Polsce, biuro konstrukcyjne WSK PZL-Okęcie opracowało projekt kolejnej modyfikacji. Koncepcja samolotu (oznaczonego An-3M) umożliwia szybkie opracowanie i wdrożenie tej wersji w kooperacji między WSK PZL-Warszawa-Okęcie i WSK PZL-Mielec, a polega na daleko posuniętej unifikacji samolotów An-3 i PZL-106B w sposób umożliwiający najkorzystniejsze połączenie pozytywnych cech obu tych samolotów.

Zachowując układ dwupłata zastosowano skrzydła z PZL-106B i jego usterzenie poziome przedłużone dodatkowym centropłatem. Modyfikacje kadłuba polegają na zmianie oszklenia kabiny załogi (wypukłe szyby ułatwią zastosowanie kabiny hermetyzowanej) oraz zastosowaniu dwóch wariantów segmentu międzyskrzydłowego. Pierwszy z nich przeznaczony jest do transportowo-pasażerskiej wersji samolotu i nie wprowadza istotniejszych zmian w jego wnętrzu. Drugi wariant mieści integralny zbiornik chemikaliów zajmujący całą szerokość kadłuba i charakteryzujący się niewielką długością. Zbiornik ten dzieli wnętrze samolotu na dwie ładownie. Nowy, środkowy segment kadłuba ma być połączony ze strukturą płatowca w sposób rozłączny.

Przedstawiona koncepcja umożliwia szybkie i stosunkowo tanie uzyskanie samolotu mającego pozytywne cechy An-2 oraz lepsze osiągi i wyższą trwałość.



Dane techniczne (obliczeniowe)

Rozpiętość	16,10 m
Długość	14,39 m
Wysokość	5,19 m
Powierzchnia nośna	66,3 m²
Pojemność zbiornika chemikaliów	2,4 m³
Pojemność ładowni przedniej	3,1 m³
Pojemność ładowni tylnej	11,4 m³
Masa własna (wersja transp.)	3200 kg
Masa startowa (N — kat. normalna)	5250 kg
Masa startowa (R — kat. ograniczona)	5700 kg
Obciążenie powierzchni (N — kat. normalna)	79,2 kg/m²
Obciążenie mocy (N)	4,9 kg/kW
Prędkość dopuszczalna	270 km/h
Prędkość normalna operacyjna	240 km/h
Wznoszenie	4,75 m/s

T.M

cd. ze s. 40

ROMAN J.: **Flugerprobungen der Segelflugzeuge SZD-Entwicklungsgeschichte, Gegenwart, Perspektiven.** TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 4÷5, S. 35

Es werden die Entwicklungsgeschichte der Flugerprobungen von SZD-Segelflugzeugen in den Jahren 1946÷1985, die angewandten Messmethoden sowie die Vorhaben für die nächste Zukunft erörtert.

ROGALSKI L.: **60 Jahre Agrarluftfahrt in Polen.** TLiA, XLI Jhrg., 1986, H. 4÷5, S. 38

In dem Aufsatz wird der Entwicklungsabriss der polnischen Luftfahrt in den Jahren 1925÷1985 sowie ihre Lage in den achtziger Jahren behandelt.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Польская авиационная промышленность на пороге новой пятилетки. ТЛиА, т. 41, 1986 г., № 4÷5, с. 3

Описано современное производство самолетов, вертолетов, планеров и авиадвигателей, а также прототипы, находящиеся на различных стадиях испытаний и проектирования, и предвидены к серийному выпуску в ближайшие годы.

БУТОВСКИ П.: Обзор сельскохозяйственных самолетов. ТЛиА, т. 41, 1986 г., № 4÷5, с. 33

Описаны самолеты ПЗЛ-106БТ Турбо-Крук, ПЗЛ-М21 Дромадер Мини, З-37Т Чмеляк Турбо, Ан-3 и вертолет Ка-32, показанные на выставке в г. Олштын в 1985 г.

РОМАН Я.: Летные испытания планеров СЗД — история развития, современное состояние, перспективы. ТЛиА, т. 41, 1986 г., № 4÷5, с. 35

Описана история развития летных испытаний планеров СЗД за сороколетие 1946÷1985, применяемые измерительные методы и намерения на ближайшее будущее.

РОГАЛЬСКИ Л.: 60-летие сельскохозяйственной авиации в Польше. ТЛиА, т. 41, 1986 г., № 4÷5, с. 38

Указывается развитие польской сельскохозяйственной авиации на протяжении лет 1925÷1985 и его состояние в середине восьмидесятых годов.

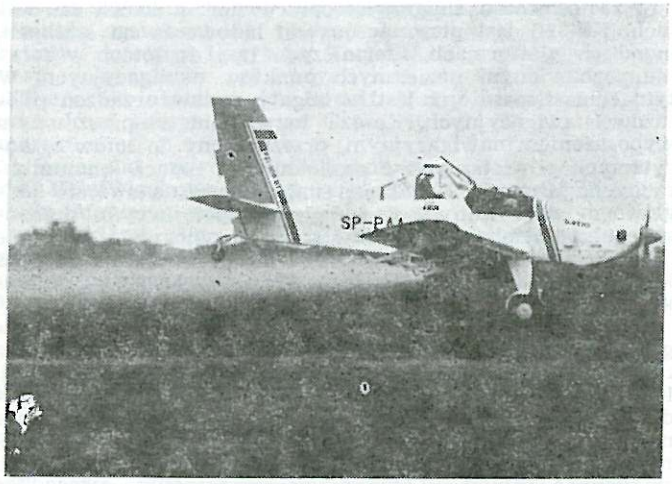
Przegląd samolotów rolniczych

PIOTR BUTOWSKI

W końcu września 1985 r. w Olsztynie odbyła się V Naukowo-Praktyczna Konferencja RWPG nt. zastosowania lotnictwa w gospodarce narodowej. Przybyło 170 delegatów z Bułgarii, Czechosłowacji, Kuby, Mongoli, NRD, Polski, Węgier, Wietnamu i Związku Radzieckiego. W charakterze obserwatorów brali udział Rumuni, był przedstawiciel FAI.

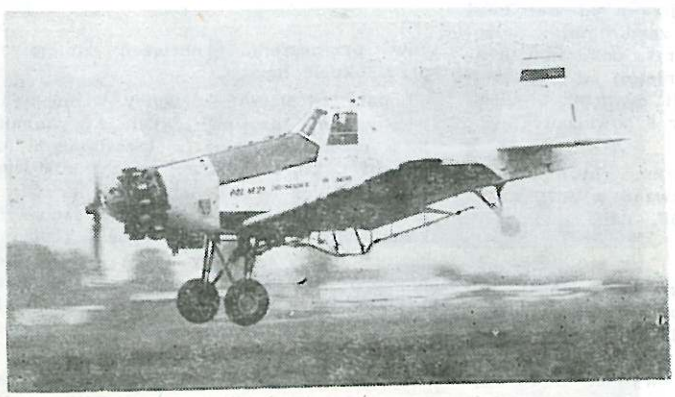
Głównym zadaniem Konferencji było wypracowanie nowych metod i rozwiązań technicznych w lotnictwie cywilnym, wpływających na podniesienie plonów, zwalczanie szkodników, gaszenie pożarów leśnych itp. Przewodniczący delegacji narodowych przedstawili aktualny poziom i perspektywy lotnictwa pracującego na rzecz gospodarki narodowej poszczególnych państw RWPG.

1985-09-25 odbył się pokaz techniki lotniczej na olsztyńskim lotnisku Dajtki. Pokazano wszystkie typy samolotów rolniczych produkowanych w Polsce oraz kilka z Czechosłowacji i ZSRR. Samoloty i śmigłowce polskie pilotowali doświadczeni oblatywacze i sportowcy (np. Witold Łukomski, Jan Wróblewski, Stanisław Kasperek, Jerzy Wojnar), a także piloci z Zakładu Usług Agrolotniczych i WSK.



Rys. 1. PZL-106BT Kruk Turbo z aparaturą do opryskiwania grubokroplistego. Pilotuje Witold Łukomski

Spośród polskich konstrukcji zademonstrowanych w powietrzu najciekawsze były nowe warianty Kruka i Dromadera, w tym PZL-106BT Kruk Turbo z silnikiem M-601D o mocy 544 kW (730 KM) oraz PZL-M21 Dromader Mini. Zademonstrowano zastosowanie samolotów PZL-106BS oraz PZL-M18 do gaszenia pożarów zarówno wodą, jak i pianą. Pokazano działanie różnorodnych urządzeń do opryskiwania i opylania zamontowanych pod znanymi powszechnie An-2 i Mi-2. Była wśród nich unikalna aparatura do zwalczania kolonii larw szkodników żyjących w zbiornikach wodnych, przetestowana w Górnej Wolcie. Zapewnia ona



Rys. 2. PZL-M21 Dromader Mini z silnikiem PZL-3SR. Pilotuje Zbigniew Świerczyński

Rys. 3. An-2R z unikalną aparaturą do zwalczania larw owadów w zbiornikach wodnych. Pilotuje Wiesław Drożdżowski

programowane elektronicznie, precyzyjne wyrzucenie z dużą prędkością porcji środka chemicznego. Aparaturę opracowały WSK PZL-Mielec i WSK PZL-Warszawa-Okęcie. Ostatnim z polskich samolotów zademonstrowanych w locie był PZL-110 Koliber.

Czechosłowacki przemysł lotniczy zaprezentował w Olsztynie dwa samoloty: L-410UVP i Z-37T Čmelak Turbo. Z-37T, pilotowany przez Zdenka Polaška, oblatywacza zakładów Moravan, demonstrował działanie aparatury do chemikaliów granulowanych.

Rys. 4. Mi-2 z atomizerami. Pilotuje Krzysztof Grzesiczak

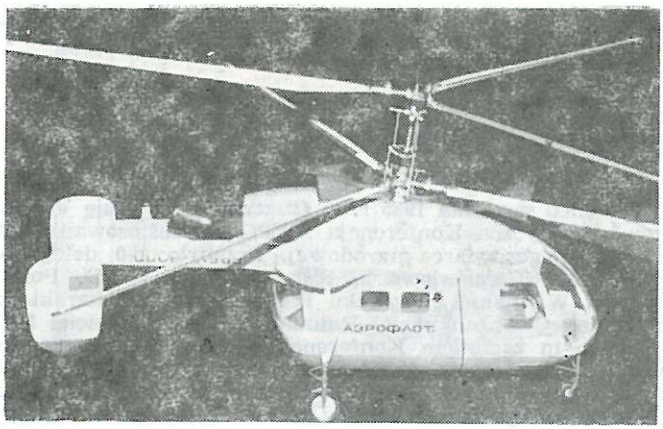
Również dwie konstrukcje przedstawił radziecki przemysł lotniczy. Jako pierwszy wystartował samolot rolniczy An-3. Od starszego An-2 różni się on nowym turbośmigłowym silnikiem TWD-20 o mocy 1025 kW (1375 KM), komfortowymi warunkami pracy załogi (klimatyzacja, niski poziom

Rys. 5. Z-37T Čmelak. Pilotuje Zdenek Polašek

hałasu i wibracji, oddzielne wejście do kabiny pilota) oraz większą wydajnością pracy (urządzenia rolnicze o dużej szerokości roboczej, zapas chemikaliów zwiększony do 1800 kg). Pilot W. Łysienko i inż. pokładowy A. Martirosjan pokazali krótki start i szybkie nabieranie wysokości An-3 — w tych fazach lotu najwyraźniej uwidoczniały się różnice w stosunku do An-2. Po zakończeniu prób seryjną produkcję An-3 mają podjąć zakłady WSK PZL-Mielec.

Rys. 6. Nowy przód kadłuba An-3

Rys. 7. Ka-32T w locie. Pilotuje Dmitrij Awtuchow



Rys. 8. Model Ka-126

Druga radziecka załoga, pilot D. Awtuchow i nawigator A. Gorbatow, zademonstrowali w locie nowy radziecki śmigłowiec wielozadaniowy Ka-32 zbudowany w zespole im. N. Kamowa (ten sam egzemplarz kilka miesięcy wcześniej pokazano na Salonie Paryskim). W zależności od warunków zastosowania, śmigłowiec opracowano w dwóch wariantach. Ka-32S jest przeznaczony do lądowania na statkach, morskich platformach wiertniczych itp., do lotów w terenie pozbawionym naziemnych punktów nawigacyjnych. W tym celu wyposażony jest w bogaty zestaw urządzeń pilotażowo-nawigacyjnych. Ka-32T to wariant z uproszczonym wyposażeniem nawigacyjnym, przeznaczony do lotów w korytarzach powietrznych i na lokalnych liniach komunikacyjnych. Mimo że Ka-32 jest najcięższym na świecie śmigłowcem zbudowanym w układzie współosiowym, demonstrował on dobrą zwrotność i szybkie wznoszenie uzyskane dzięki nadmiarowi mocy dwóch silników TW3-117 (1659 kW=2225 KM). Ka-32 ma masę startową 11 000 kg, a maksymalną 12 600 kg.

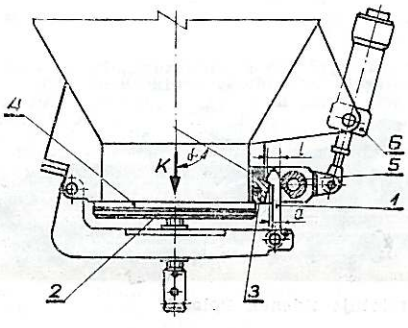
Kilka nowości znajdowało się również w pobliskim hangarze. Wystawiono tam znane już samoloty PZL-104 Wilga i PZL-126 Mrówka, ale także modele nowych konstrukcji lub projektów samolotów rolniczych. Niewątpliwie najbardziej interesująca była makieta Gąsiora, samolotu pożarniczego o udźwigu 3500 kg. Związek Radziecki wystawił modele śmigłowców Mi-26, Ka-126 i Mi-8. Ka-126 to lekki śmigłowiec rolniczy i transportowy o udźwigu 1000 kg, który różni się od poprzedniego Ka-26 zastosowaniem silnika turbinowego TW-O-100 o mocy 537 kW (720 KM). Produkcję seryjną Ka-126 ma podjąć Rumunia. Nowością w Mi-8 było przedstawione na modelu wyposażenie rolnicze podwieszone pod jego kadłubem.

Wszystkie zdjęcia wykonał autor

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Instytut Lotnictwa zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania wynalazek pt. **Urządzenie do awaryjnego opróżnienia zbiornika** (autorzy: T. Górniak, F. Oręziak, J. Parafiniuk, E. Kotwicki). Przedmiotem wynalazku jest takie urządzenie, aby umożliwiało szybkie i niezawodne otwieranie zbiornika niewielkimi siłami.

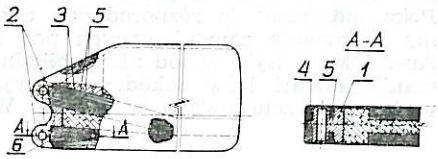
Urządzenie składa się z gardzieli związanej ze zbiornikiem pokrywy mechanizmu blokującego powiązanego z siłownikiem.



Jego mechanizm blokujący stanowią: zaczep *1* związany z pokrywą *2* oparty o występ *3* gardzieli *4* pod kątem mniejszym od 90° w odniesieniu do kierunku wypływu wyrzucanego materiału oraz przypor osadzony ruchowo, ukształtowany tak, że tworzy z krawędzią występu *3* gardzieli *4* szczelinę *a*, *b* — mniejszą *a* od szerokości *l* zaczepu *1* w pozycji zamkniętej urządzenia i większą *b* (na rys. pokazano urządzenie w pozycji zamkniętej) od szerokości l zaczepu *1* w pozycji otwartej urządzenia, przy czym przypor *5* powiązany jest z siłownikiem *6*.

Skrót opisu wynalazku, chronionego 1 zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 12/ /1985 r., w klasie B65F, E02B pod nrem P.244897.

● WSK PZL-Świdnik zgosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek pt. **Łopata śmigła lub wirnika nośnego, zwłaszcza śmigłowca** (autorzy: S. Pławaś, S. Kamiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia wytrzymałości statycznej łopaty oraz poprawę warun-



ków przenoszenia obciążeń zmiennych przez okucie łopaty.

Łopata ze sztucznej żywicy wzmocniona włóknem ma metalowe okucie *1* wykonane jako część integralną z kształtowymi oporami *2*, które od strony mocowania wiązek *3* włókien są zakończone powierzchniami walcowymi *4*. Główne wiązki *3* opasują kształtowe powierzchnie *4* opór *2* i biegną wzdłuż długości łopaty tak, że w części nasadowej łączą się z dodatkowymi wiązkami *5*, które wypełniają kanały *6* w tylnych częściach opór, wykonane w kształcie półkola lub łuku.

Opis wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 17/ /1985, w klasie B65C, pod nrem P.245402.